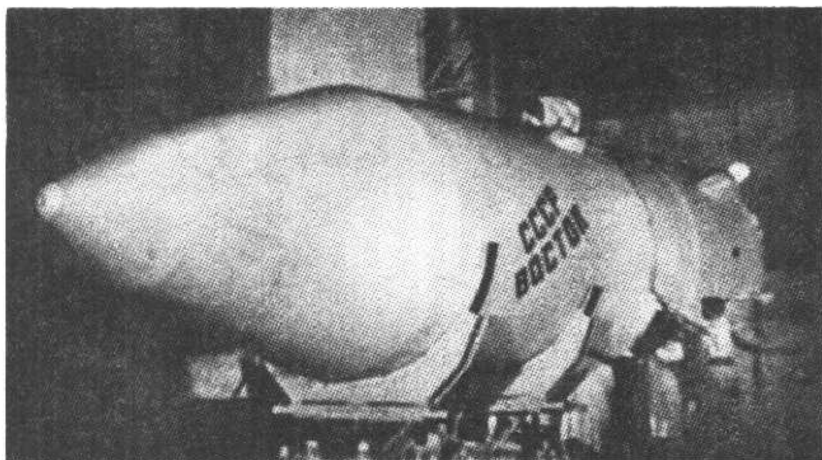


苏联"东方二号"宇宙飞船

（安装到运載火箭上以前，在进行地面測試及調整）

序

长远以来人們有在宇宙空間飞行的愿望，由于現代科学技术的发展，这一理想已在逐步实現．星际航行将是科学技术在二十世紀后半叶中最突出的成就．現在領先征服太空的是社会主义国家苏联，这使全世界进步的人們特别感到欢欣鼓舞．苏联人民正在运用他們的智慧，通过辛勤的劳动，为开創星际航行事业建立千古不灭的功勛！与此相比，美帝国主义者在这方面的表現显得十分低陋，腐朽了的社会制度注定了他在这方面的追赶将是一場混乱的挣扎．今天是东风压倒西风的时代，苏联在星际航行中的輝煌成就，美国的屢次失败，不正是毛主席这一英明論断的又一个例証嗎？我們滿怀着对社会主义、共产主义的美好未来的信心，相信带領人类进入星际和宇宙空間的，将来和現在一样，将是在伟大的馬克思列宁主义指引下覚醒了的人民．

写这本书是为了全面地介紹星际航行技术，而主要的对象是近代力学工作者．著者試图达到两个目的：第一，想說明实現星际航行的各个技术問題，从而一方面使投入到这些单个問題作研究的科学技术工作者能了解每一个問題在全部工作中的意义；而另一方面也是要說明星际航行技术的高度綜合性，它几乎包括了所有現代科学技术的最新成就，象近代力学、原子能、特种材料、高能燃料、无綫电电子学、計算技术、自动控制理論、精密机械、太空医学等．星际航行的更进一步发展不但将对上述这些科学技术提出新的、更高的要求，而且还会对另外一些直到現在还未发生联系的学科，象植物学、动物学、生物物理、生态学、遺传学、地質学等提出研究課題，使这些学科也得到以前未有的推动力，并向新的方向发展．一句話，星际航行是組織和促进現代科学技术的力量；星际航行可以广泛地带动各門科学前进．

在本书里，著者想說明的第二点是星际航行实践的复杂性和艰巨性．星际航行事业的每一个部門，研究、設計、試驗、制造、发射、通訊都需要一个庞大的組織，都需要一个千万名科学家、設計师、工程师、技师、技术員、工人和其它人員組成的队伍．这些部門进行工作所需要的設备在質上要求最高的，在量上也多；因此，沒有一个強大和各方面成套的工业，沒有一支多种学科和人数众多的科学技术队伍，就不可能設想全面地开展星际航行工作．自然，星际航行技术并不神秘，分析起来也不过是一般自然規律的具体应用，星际航行技术的基础也还是众所周知的基础学科数学、物理、化学等．我們要強調的是：虽不神秘，但也不簡单；星际航行是整个現代科学技术最

高水平的集中表現，不是輕而易举的.

为了达到以上目的，本书的叙述想尽量具体，引用一些具体設計或計算数字作为例証. 显然，在这方面有一定的限制，在书中較多地引用公开的美国技术資料，有些还是美国尚未实現的設計. 著者曾对引用的資料作过鉴别，希望里面沒有什么錯誤或不正确的东西. 但在这点上或全书的其它方面如有謬誤，恳請讀者們指正.

如上所述，本书的主要讀者将是近代力学工作者們，因此在讲解各个問題的深度上有所側重：对力学方面的問題如动力、軌道、空气动力加热等就写得深一些，而力学原理却有意地讲得比較簡略. 对非力学的問題如控制及导航系統、通訊系統、原子能发动机、电源、电火箭发动机等，为了把原理讲清楚，多費了些章节，但讲得不太深，只介紹了概况.

在写这本书的过程中，雷見輝同志和喻显果同志曾辛勤劳动，帮助著者整理书稿、繪制插图；也可以說如果沒有他們的努力，这书是写不成的. 著者在此謹对他們表示衷心的感謝.

著　　者

1962年4月

目　　录

第一章　星际航行与宇宙航行

§1.1 火箭技术的早期

現代在星际航行与宇宙航行上已經取得的巨大成就是人类几千年来創造性劳动的結晶，它关系到人类长远以来的理想和实践．我們的祖先很早就有了飞到天空去的理想，給我們留下了如象嫦娥奔月等許多美丽的幻想．而为实現这些幻想开辟出一条道路的首先是我国的劳动人民．我国劳动人民是火箭的发明者：早在宋眞宗咸平三年（公元 1,000 年）唐福献应用火箭原理制成了战爭武器（图 1.1），而后才逐漸传到



图 1.1　明天启元年(1621 年)茅元仪所著"武备志"上所画的火箭

外国，为其他国家所掌握．到十八世紀，英国人侵略印度时，印度人曾运用了火箭武器，給予进犯者巨大的威胁．从此才迫使英国人开始注意研究火箭武器，并在几年之后也装备了英国軍队；随即欧洲其他各国也相継地把火箭用于軍事，从而使火箭技术得到了一定程度的发展．当时英国人康格雷（William Congreve 1772—1814）改进了固体火箭的性能，他的火箭之重量为十余公斤到二十公斤，射程达 2—3 公里，但是准确度仍旧很差．所以終于被后来进一步发展的准确度很高的火炮所代替．虽然如此，这些火箭的原理确成了近代火箭技术的最初基础．

此后，一直到十九世紀末二十世紀初，火箭技术才又重新蓬勃地发展起来．近代的火箭技术和星际航行的发展首先应当提到的是伟大的俄国和苏联科学家齐奥尔科夫斯基（Константин Эдуардович Циолковский 1857—1935)．他一生中从事了利用火箭技术进行星际航行的研究．在他的經典著作中，对火箭飞行的思想进行了深刻的論証．是他首先提出了使用液体推进剂来获得比火药和炸药更高的能量的倡議，这个倡議只經过了短短三十年的时間就实現了．齐奥尔科夫斯基大略地預策到現代火箭的眞实結构，并論述了关于液氢-液氧作为推进剂用于火箭的可能性．此外在他以后的一些著作中，指出了用新的燃料（原子核分解的能量）来作为火箭的动力；

并且具体地闡明了用火箭进行星际飞行的条件，火箭由地面起飞的条件，人造地球卫星及实現飞向其他行星所必須設置中間站的思想.

齐奥尔科夫斯基不仅奠定了星际航行的理論基础，而且还提出了許多的技术建議，如他建議使用燃气舵来控制火箭，关于用泵来強制輸送推进剂到燃烧室中的必要性，以及用仪器来自动控制火箭等，都对現代火箭和星际航行的发展起了巨大作用.

資本主义国家中对近代火箭技术研究得最早的是戈达德（Robert H. Goddard）. 他在1910年左右开始进行这方面工作. 主要是进行了許多实驗工作，并在后来創造出了几种供气象研究用的液体火箭. 但他的貢献与伟大的学者齐奥尔科夫斯基比較起来确小得多.

眞正的近代火箭的出現是在第二次世界大战时的法西斯德国. 它們企图征服世界，从而試驗和制造了許多火箭，并且在大战的末期使用了火箭武器，但是并沒能因此而挽回已經注定了的失敗；而在这些火箭之中V-2火箭可算是最典型的近代火箭（見图1.2，1.3），其主要性能見表1.1. V-2火箭的成功实际上是把齐奥尔科夫斯基

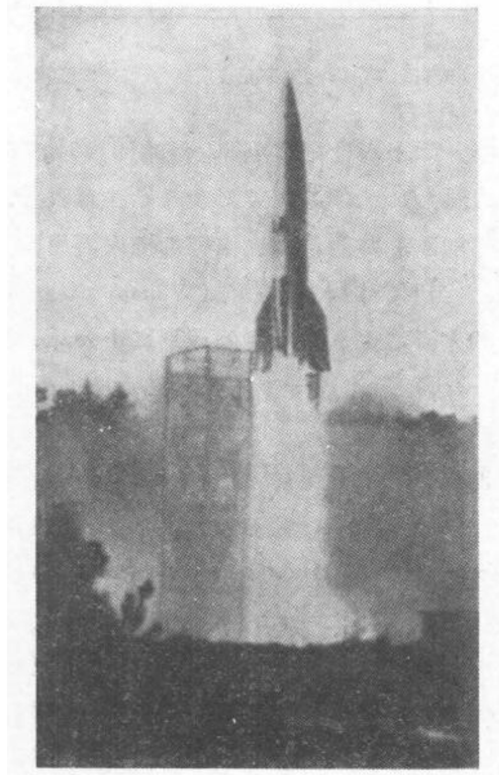


图1.2 V-2火箭发射时的状况

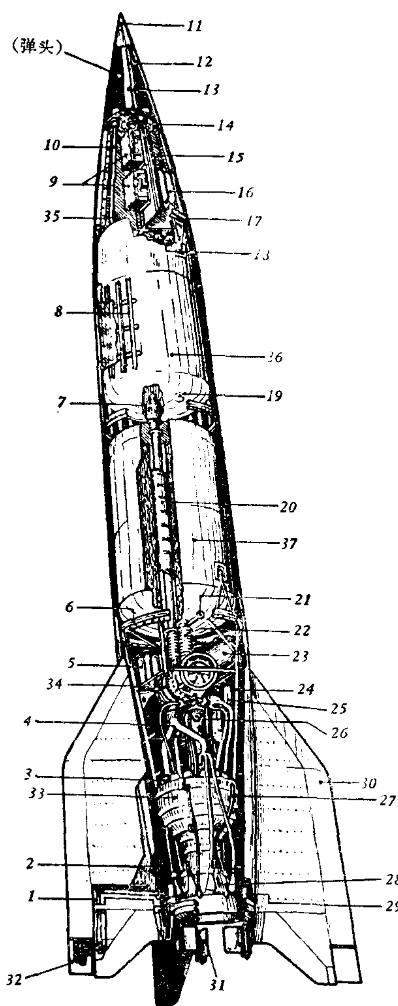


图 1.3　V-2 火箭的結构图

1——接向空气舵的鏈条传动装置； 2——电动机； 3——噴咀艙； 4——向发动机輸送酒精的导管； 5——空气瓶； 6—— 后隔框； 7——酒精伺服活門； 8——火箭的骨架； 9——控制仪器； 10——由酒精箱通向头部（爆炸部分）的导管； 11——带信管的头部； 12——带导綫的导管； 13——中央信管； 14——电爆管； 15——胶合板框； 16——氮气瓶； 17——前隔框； 18——陀螺仪； 19——酒精流出口； 20——向渦輪泵联动装置輸送酒精的导管； 21——液氧注入口； 22——波紋管； 23——过氧化氢箱； 24——发动机架； 25——装过錳酸鉀的小箱(后面是蒸汽发生器)； 26——液氧分配器； 27——冷却用酒精的导管； 28——酒精出口； 29——舵机； 30——尾翼(4 个)； 31——燃气舵(4 个)； 32——空气舵(4 个)； 33——燃燒室和尾噴管； 34——渦輪泵联动装置； 35——控制艙； 36——酒精箱； 37——液氧箱.

表 1.1　V-2 火箭的主要数据

总　项	名　称	单　位	数　据
火箭之重量分配	炸药量(硝酸及三硝基甲苯之混合物)	公斤	980
	发动机支承架	公斤	1,750
	涡輪泵系統	公斤	450
	燃烧室	公斤	550
	附件	公斤	300
	酒精+液氧	公斤	8,750
	供給涡輪用的輔助燃料	公斤	200
	火箭之总重量	公斤	12,980
火箭的性能	总推力	吨	27.2
	最大高度	公里	80
	最大速度	公里/秒	1.500
	射程	公里	300 以下

的理論变成了現实. 虽然在現在看来,它的結构已經过时了,但是它仍作为許多現代火箭的蓝本. 其原因在于: 1) 起飞情况: 为地面静止垂直起飞,起飞速度低,系由自动控制装置取得稳定; 不用起飞滑軌, 从而免去火箭結构受到軌道的撞击. 2) 采用液体推进剂(液氧和 75% 酒精). 3) 采用燃气舵控制. 4) 采用涡輪泵輸送推进剂, 从而大大地降低了結构重量. 因此, V-2 火箭所获得的最終速度大大增加, 射程可达 300 公里之远,是火箭技术进入一个新时代的标志.

§ 1.2 現代的火箭技术

第二次世界大战以后,火箭技术及星际航行得到了迅速的发展. 以苏联为代表的現代火箭技术正在以更快的速度进入一个新的阶段. 苏联在星际航行及火箭技术上在全世界已經遙遙領先了. 她在 1957 年 10 月 4 日成功地发射了世界上第一个人造地球卫星,从此打开了人类历史的新紀元——星际航行的时代. 随后苏联又多次成功地发射了适应于星际航行研究的更重、更好的人造卫星和月球火箭;第一次揭开了月球背面的秘密,使地球上的物体第一次飞向太阳系成为太阳系的行星,并且地球上第一顆訪問金星的火箭带着苏維埃的标記离开了地球(見表 1.2). 苏联的科学家、工程师和工人們在成功地一次又一次把生物送上了天空, 取得了許多宝貴的資料之后,于 1961 年 4 月 12 日,"东方一号"卫星式飞船就把苏联第一个宇宙航行員——加加林少校带到了外层空間, 巡視地球一周后, 安然地返回地球,从而第一次实現了人类飞向太空的理想. 随即在"东方一号"卫星式飞船发射成功四个月之后,苏联第二

表 1.2　苏联卫星、宇宙火箭、运載火箭和宇宙飞船一覽表(到 1961 年为止)

名称	发射时間	重量	說明
第一个人造地球卫星	1957 年 10 月 4 日	83.6 公斤(卫星重量)	世界上第一个人造地球卫星
第二个人造地球卫星	1957 年 11 月 3 日	508.3 公斤(卫星重量)	带有小狗"萊伊卡",地球上的生物第一次飞入宇宙
第三个人造地球卫星	1958 年 5 月 15 日	1327 公斤(卫星重量)	
第一个宇宙火箭	1959 年 1 月 2 日	1472 公斤(不带推进剂的最后一級重量)	世界上第一个人造太阳系行星,仪器重量 316.3 公斤
第二个宇宙火箭	1959 年 9 月 12 日	1511 公斤(不带推进剂的最后一級重量)	世界上第一个到达月球表面的火箭. 最后一級可控制,仪器重量 392 公斤
第三个宇宙火箭	1959 年 10 月 4 日	1553 公斤(不带推进剂的最后一級重量)	世界上第一次揭开了月球背面的秘密. 最后一級可控制,自动行星际站重 278.5 公斤
太平洋火箭	1960年 1 月 20 日与 31 日	(12,500 公里射程)	最后一級的模型安全降落,降落点誤差不超出两公里
第一个卫星式飞船	1960 年 5 月 15 日	4540 公斤	世界上第一个宇宙飞船
太平洋火箭	1960年 7 月 5 日及7月7日	(13,000 公里射程)	
第二个卫星式飞船	1960 年 8 月 19 日	4600 公斤	带有小狗"松鼠"和"小箭",在世界上第一次实現了生物完成宇宙飞行后安全返回地面的試驗
第三个卫星式飞船	1960 年 12 月 1 日	4563 公斤	
第四个人造地球卫星	1961 年 2 月 4 日	6483 公斤	人造重型地球卫星
向金星发射的宇宙火箭	1961 年 2 月 12 日	行星际站重 643.5 公斤	世界上第一个考察太阳系行星的火箭
第四个卫星式飞船	1961 年 3 月 9 日	4700 公斤	带有試驗生物,当天安全返回地面
第五个卫星式飞船	1961 年 3 月 25 日	4695 公斤	带有試驗生物,当天安全返回地面
第一个載人的卫星式飞船	1961 年 4 月 12 日	4725 公斤	世界上第一个載人的宇宙飞船,苏联宇宙航行員加加林繞地球一周后安全返回地面
第二个載人的卫星式飞船	1961 年 8 月 6 日	4725 公斤	苏联宇宙航行員季托夫繞地球十七周后安全返回地面
太平洋火箭	1961 年 9 月 13 日	(12,500 以上的射程)	最后一級的模型降落点誤差一公里
太平洋火箭	1961 年 9 月 17 日	(12,500 以上的射程)	

个宇宙航行員季托夫少校駕駛了"东方二号"卫星式飞船，在外层空間繞地球平安地运行了十七个圈之后胜利地回到地球.

由此可見，苏联在火箭技术和星际航行上已經遙遙領先，并且継續以飞快的速度发展着，她是現代火箭技术的标尺. 这是苏联人民对征服宇宙空間給予人类的无可比拟的巨大貢献. 这一切都說明了社会主义制度的无比优越性!

反过来我們看一看帝国主义的头子——美国，它在星际航行及火箭技术上的情况;过去美国一直認为自己是世界上第一強国，科学技术上是头等的，但是自从 1957 年 10 月 4 日苏联成功地发射了第一顆人造地球卫星之后，就彻底揭穿了紙老虎的画皮，从此就越来越看出它与苏联的差距与日俱增. 但是美帝国主义是不甘失败的，它为了挽回在外层空間竞賽中的絕对劣势而不断吹噓，大力增加火箭技术和星际航行研究的人力、物力和財力，以图赶上苏联. 这一点很明显，它是无論如何也追不上的，因为在苏联发射成功第一个人造卫星之后四个月之久美国才发射了一个人造卫星，其重量只及苏联第一个人造卫星的 1/5 左右. 随后美国又陆續发射了許多次人造卫星，但是直到現在所发射的人造卫星当中最大的一顆重量才只及苏联的重型人造地球卫星重量的 1/4，而大多数的确只有一百多公斤重，其中也还有很多次是失败的. 但是美国为了縮短与苏联在火箭技术和星际航行上越来越大的差距，因而匆忙地准备一次載人火箭的弹道飞行，以达到所謂"首先把人送到空間"的聳人听聞的目的，这就是它目前所进行的两大計划中的"水星"計划产生的原因.

为了更加明瞭美国現在火箭技术和星际航行的現状以及今后的发展起見，这里介紹美国在这方面的两項最主要的計划:

(一)"水星"計划

在 1961 年 4 月 12 日苏联宇宙航行員加加林少校乘坐"东方一号"卫星式飞船，第一次实現了人类飞向太空的理想的 23 天后，美国才冒着极大的危险，用"水星"容器装了飞行員謝泼德;用"紅石"火箭送上了天空，作了一次近乎直上直下的飞行，最后掉到大西洋中几乎丧命. 因此說明了美国不但沒有实現它所謂的"首先把人送到空間"的企图，而相反地却說明了它在这方面的水平比苏联差得更多了.

1961 年 9 月 13 日，美国发出报导，它們把一艘載有机器人的"水星"宇宙飞船送入了軌道，在繞地球一周之后，借助于降落伞的帮助无損地掉在大西洋中捞回大陆. 这只飞船是用"阿特拉斯"火箭发射进入卫星軌道的;速度約每秒 8 公里，高度为 234 公里. 这次試驗的成功促进了美国进入宇宙空間方面的努力. 这是它們第一次把

表 1.3　美国的載人飞船工作(到 1961 年底为止)

試驗目的	时間	所用火箭	火箭数据			
			长度(米)	直径(米)	发射重量(吨)	推力(吨)
把人送到 200 公里高，300 公里远，失重 7 分鈡	1961 年上半年	"紅石"(中程火箭)	19.2	1.78	18.1	34
把 980 公斤重的"水星"座艙送上卫星軌道	1961 年下半年	"宇宙神"	24.7	3.05	110	2×68+35.2

"水星"座艙射入軌道. 預計在近期中美国的載人飞行将使用同样的"阿特拉斯"火箭作为动力.

美国虽然拟定了似乎可行的"水星"計划，也进行了試驗，但是要眞正完成載人飞行还有着很大的距离. 就"水星"座艙而言，总重量只有 980 公斤，因此要在这容器中給宇宙航行員附設完善的保护装置和急救設备是不可能的，显然用"水星"座艙来作載人飞行是十分冒险的. 并且美国在掌握火箭技术方面还存在着不少問題，很难有百分之百的把握使一切試驗都正常而准确地进行.

(二)"土星"計划

"土星"是目前美国在設計中的推力最大的多級火箭(見表 1.4). 他們企图通过"土星"計划来实現在火箭的运載能力上的一个根本的飞跃，以改变現有的技术地位，縮短与苏联之間的差距. 其目的在于利用"土星"这一多发动机組合成的三級火箭，把重量为 20 吨的人造地球卫星送到 200—300 公里高度的卫星軌道上去. 火箭的总长度为 55 米，直径为 5—6 米.

表 1.4　C-1"土星"运載火箭

火箭級数	采用发动机类型	采用发动机数量	单个发动机推力(吨)	每級总推力(吨)
第一級	H-1(煤油-液氧)	8	85	680
第二級	LR-115(液氫-液氧)	4	9.1	36.4
第三級	LR-115	2	9.1	18.2

这一計划看来是較可观的，但是，由于火箭的第一級用了八个发动机組合而成，因而将在技术上产生一些复杂的問題，可靠性也就因此变得很差了. 而按計划三級火箭在 1963 年才可以应用；在 1961 年 10 月 27 日进行了第一次带有第二、第三級假模型的試射，可見要全面完成整个計划还是后几年的事. 但最近研究的結果指出：即使用 C-1"土星"运載火箭也难实現肯尼迪所吹噓的把美国人送上月球的計划，所以

表 1.5 太阳系

序号	名称	水星	金星	地球	月球*	火星	木星	土星	天王星	海王星	冥王星	太阳
1	天文符号	☿	♀	⊕	☾	♂	♃	♄	♅	♆	♇	☉
2	离太阳的平均距离（天文单位）	0.387	0.723	1.000		1.524	5.203	9.539	19.191	30.071	39.46	
3	恆星周期	87.97日	224.7日	365.256日	27.32日	687.0日	11.86年	29.46年	84.02年	164.8年	247.7年	
4	会合周期	115.88日	538.9日		29.53日	779.9日	1.092年	1.035年	1.012年	1.006年	1.004年	
5	軌道的偏心率 ε	0.206	0.007	0.017	0.05	0.093	0.048	0.056	0.047	0.009	0.249	
6	軌道对黄道的傾斜角	7°.0	3°.4	0°.0	5°.1	1°.9	1°.3	2°.5	0°.8	1°.8	17°.1	
7	平均軌道速度（公里/秒）	47.8	34.95	29.8	1.03	24.15	13.04	9.66	6.76	5.47	4.83	
8	直径（公里）	5,000	12,400	12,700	3,476	6,620	139,760	115,100	51,000	50,000	?	1,393,000
9	体积（地球=1）	0.06	0.92	1.00	0.02	0.15	1312	734	64	60	?	1,300,000
10	質量（地球=1）	0.0543	0.8136	1.00	1/81.56	0.1080	318.35	95.3	14.58	17.26	0.93	332,488
11	密度（水=1.0）	5.0	4.86	5.52	3.34	4.20	1.34	0.71	1.26	1.61	?	1.41
12	表面重力常数比（地球=1）	0.36	0.86	1.00	0.16	0.4	2.64	1.17	0.92	1.12	?	28
13	脫离速度（公里/秒）	4.2	10.15	11.28	2.42	5.1	59.6	35.4	20.95	22.55	?	618
14	旋轉周期	88.0日	~10日	1.0日	27.3日	24.6小时	9.9小时	10.2小时	10.7小时	15.8小时	?	25日
15	最高表面溫度（°C）	410	100	60(?)	100	30	−138	−153	−184.5	−201	−211	5700
16	大气組分（比例依次递降）	无	N_2, CO_2, H_2O, O_2(?)	N_2, O_2, H_2O, A, CO_2	无	N_2, A, CO_2, H_2O(?), O_2( )	H_2, He, CH_4, NH_3, H_2O	H_2, He, CH_4, NH_3, H_2O	H_2, He, CH_4, NH_3, H_2O	H_2, He, CH_4, NH_3, H_2O	H_2, He, CH_4	許多
17	卫星数	0	0	1	0	2	12	10	5	2	0	
18	反照率	0.07	0.59	0.5(?)	0.07	0.15	0.44	0.42	0.45(?)	0.52(?)	很小	

* 环繞地球的軌道.

表 1.5 的附注

太阳系資料的説明：

(1) 天文符号：通常用这些符号来代替各行星的名称.

(2) 天文位置：以从地球到太阳的平均距离为 1，此距离等于 149,457,000 公里．月球到地球的平均距离为 384,000 公里.

(3) 恒星周期：是各行星繞太阳公轉一周所需的时間．地球繞太阳公轉一周的时間为 365 天零 5 小时 48 分 46 秒，此即称为一个太阳年(或回归年).

(4) 会合周期：表示从地球上来看其他各行星繞太阳轉一周的时間.

(5) 軌道的偏心率：即橢圓方程 $\left[r=\dfrac{r_0}{1-\varepsilon\cos\theta}\right]$ 中的 ε 参数；当 $\varepsilon=0$ 时軌道为圓形.

(6) 軌道对黄道的傾斜角：表示各行星的运行軌道平面与黄道之交角(黄道：即地球运行軌道的平面).

(7) 軌道速度：为各行星在軌道上繞太阳公轉的平均綫速度.

(8) 直径：指各行星的平均直径．地球赤道直径为 12,756,776 公里，两极直径为 12,713,824 公里.

(9) 体积：以地球之体积为 1 来度量其他行星.

(10) 質量：以地球之質量为 1 来度量其他的行星．地球的重量为 $(5.9765\pm0.004)\times10^{21}$ 吨.

(11) 密度：水星、金星、地球和月球的密度都比水的密度大三倍以上，但木星、土星、天王星和海王星等密度却与水差不远，説明这些行星的組成有很大的区别.

(12) 表面重力常数比：以地球表面的重力常数为 1 (地球表面重力加速度 $g=9.8060-0.0260\cos2\varphi$ [米][秒]$^{-2}$，$\varphi=$ 緯度).

(13) 脫离速度：一物体从行星表面脫离該行星引力所需要的速度(不計大气的阻力).

(14) 旋轉周期：为各行星自轉一周所需的时間.

(15) 表面溫度：天文学方法测得的各行星之表面溫度.

(16) 大气的組分：指根据在行星表面所发現的气体推测的大气組分.

(17) 卫星数：行星所具有的卫星数量.

(18) 反照率：为被行星反射的光之总量与入射光总量之比.

美国又在設計推力更大的 C-5 "土星"运載火箭；这个火箭的第一級將拥有五台推力为 680 吨的 F-1 发动机，总推力为 3,400 吨，此外，他們也在考虑推力更大的"新星"运載火箭，它的第一級有八台 F-1 发动机，总推力为 5,440 吨.

§1.3 太阳系

要掌握和发展火箭技术和作星际航行，来給科学研究提供更多的資料，首先应当对太阳系的情况有所了解. 表 1.5 即列出了有关太阳系的一些行星資料. 在表 1.5 中的行星是按距太阳远近而排. 可以看出，九个行星显然可以分为两类：地球、水星、金星和火星是一类，可能冥王星也属于这一类；它們都比較小，密度比較大，是岩石性的. 而木星、土星、天王星及海王星是另一类；它們都比較大、密度比較小，称为大行星. 大行星的空气中有氨及甲烷，因此整个星球一定包含大量的氫. 从前也有人提出这样的問題：如果大行星的組分主要是氫，那么即使是固态的氫其密度也远比水小得多，而整个星球的密度又怎能象表 1.5 所示，接近或大于水呢？ 近代固体物理的研究解决了这个問題. 以木星为例，如果我們假設木星的固体部分全是氫組成的，一点重元素都沒有，那么在木星大气下的固体星面是固体氫；这样由木星的強大重力的作用下，在固体星面下 3,000 公里处的压力是 800,000 大气压. 固体氫在这样高的压力下密度大約是 0.4，但是实际上在这样的高压下固体氫产生相变，变成象碱金属鋰、鈉、鉀那样結构的金属氫，可压縮性提高了，因此密度跳升到 0.9；这样一直到木星的中心都是金属氫，而在中心的压力为 31,500,000 大气压，則金属氫的密度为 3.66，故整个木星的平均密度是大于 1 的，这样就解释了大行星的密度問題.

从天文上观察到在火星軌道与木星軌道之間有一小行星带（实际上有几条带），估計約有 44,000 个小行星. 它們的体积比一般行星小得多，但又大于一般的流星；大的直径几公里，小的簡直是块大石头. 因此这样一羣以万計的小行星分布在这片地带，对于我們将来发射宇宙火箭或宇宙飞船到火星以外的行星将带来很大的困难. 因为这些小行星为数太多，碰上了会招致毁灭. 对小行星的进一步研究，搞清楚它們的运动規律，对将来的星际航行是有重大意义的.

太阳系九个行星中好些都有卫星（见表 1.6），而且最多的是木星有十二个卫星，这些卫星对于将来作宇宙航行都非常有用. 譬如，月球是地球的卫星，它离地球只有 380,000 公里，特别值得指出的是月球上的脫离速度只有 2.42 公里/秒，火箭很容易从上面起飞，因而可以利用月球作一个天然而理想的行星际站. 对木星而言它的十二个卫星中的木卫二、木卫三、木卫四比較大，与月球体积差不多，它們离木星的距离

表 1.6　太阳系行星的卫星

行星	卫星	发现年	离开行星的平均距离(公里)	繞行星周期(日)	直径(公里)	备注
地球	月球	远古	384,000	27.32	3,470	可用作航行站
火星	火卫一	1877	9,320	0.42	16(?)	
	火卫二	1877	23,500	1.26	8(?)	
木星	木卫一	1892	182,000	0.50	160	
	木卫二	1610	420,000	1.77	3,700	可用作航行站
	木卫三	1610	671,000	3.55	3,220	可用作航行站
	木卫四	1610	1,069,000	7.15	5,150	可用作航行站
	木卫五	1610	1,881,000	16.69	5,150	可用作航行站
	木卫六	1904	11,400,000	250.62	160	
	木卫七	1905	11,710,000	259.7	50	
	木卫八	1938	11,750,000	260.5	24	
	木卫九	1951	21,000,000	615	30	
	木卫十	1938	22,500,000	692.5	30	
	木卫十一	1908	23,460,000	738.9	56	
	木卫十二	1914	23,920,000	745.0	27	
土星	土卫一	1789	185,000	0.94	595	
	土卫二	1789	238,000	1.36	740	可用作航行站
	土卫三	1684	294,200	1.89	1,210	可用作航行站
	土卫四	1684	376,400	2.74	1,450	可用作航行站
	土卫五	1672	525,000	4.52	1,850	可用作航行站
	土卫六	1655	1,220,000	15.94	4,150	可用作航行站
	土卫七	1848	1,480,000	21.28	482	
	土卫八	1671	3,554,000	79.33	1,610	
	土卫九	1898	12,900,000	550	320	
	土卫十	1905	←——数据	不可靠——	——→	
天王星	天王卫一	1948	130,000	1.41	240(?)	
	天王卫二	1851	192,000	2.52	800	
	天王卫三	1851	269,000	4.14	640	
	天王卫四	1787	437,500	8.71	1,610	
	天王卫五	1787	586,000	13.46	1,450	
海王星	海王卫一	1846	354,000	5.88	4,820	
	海王卫二	1949	8,000,000	730	320	

分别为 42 万公里、67 万公里、107 万公里，可以作为星际航行站.

§ 1.4 地球的周围环境

为了作星际航行我們必需首先离开地球表面，而一旦离开地球表面之后我們就

需要飞經包围地球的大气层，因此我們需要了解地球大气层的情况. 在标准情况下，大气在海面的密度是 1.2255×10^{-3} 克/厘米^3，在海面的压力是 1.01325×10^6 达因/厘米^2，而温度是 15°C. 由地面向上，密度、压力和温度都将降低，而在約 10 公里的上空，进入同温层，大气温度降到 −56°C，再往上有一个区域温度基本上不变. 在同温层以上，温度又有几个变化，而再往上温度反而增加. 这个变化在图 1.4 中表示出来，而在标准情况下的大气密度、压力及温度見表 1.7. 可見在三十公里的高度，大气压力只有海面压力的百分之一.

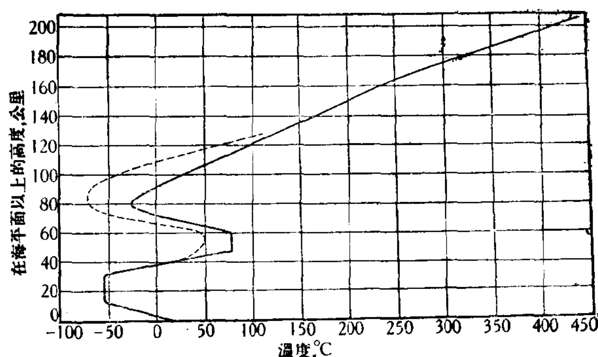


图 1.4　大气温度随高度的变化
实綫表示标准的溫度分布；虛綫表示由气象火箭所測得的結果.

一直到几十公里以至一百公里，大气的組分是基本上不变的，但在三十公里左右有一层臭氧层，那儿臭氧的浓度比較大. 在 100 到 140 公里高我們遇到第一个电离层（E 层），那儿电离度比它上下邻近区域的电离度高. 再往上是第二个电离层（F 层），实际上 F 层在夏季日間又分为 F_1 层及 F_2 层；F_1 层高約 200 公里，F_2 层高約

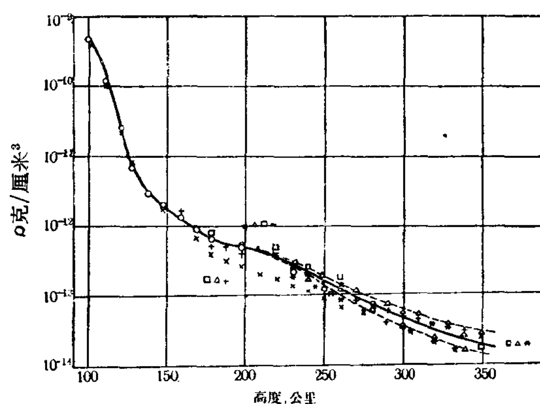


图 1.5　根据火箭和人造卫星測出的密度日变化（100—350 公里）

250—400 公里. 大气在这样的高度处密度早巳降到很小；具体数据見图 1.5 及图 1.6. 所以在一百公里的高空，大气密度約只有地面的百万分之一；而飞行时的空气阻力是与密度成比例的，所以我們可以說在一百公里以上的高空，空气阻力是很小的，远远小于地球重力的影响.

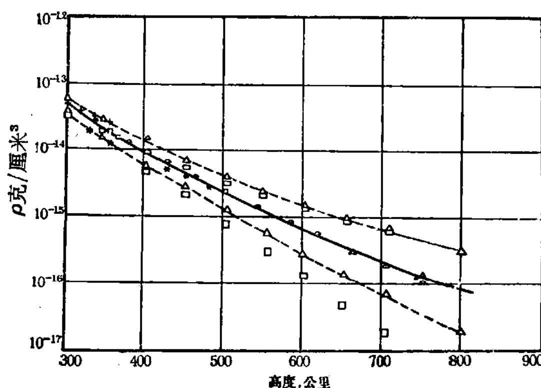


图 1.6　根据火箭和人造卫星測出的密度日变化(300—800 公里)

以上的一些知識是人們在发射人造地球卫星以前就知道了的. 自从人造地球卫星发射后，我們对周围的环境有了新的发現：首先是苏联的維尔諾夫(C. H. Вернов)而后美国的范艾伦(J. A. Van Allen)闡明了內、外輻射带的存在. 它們是由地球磁場所捕获的带电粒子所組成；围繞地球形成內、外两个带(图 1.7)，在两磁极地区是带圈的空心处，是地球不被輻射带所包围的两个"窗戶". 由于地球磁极与地理极并

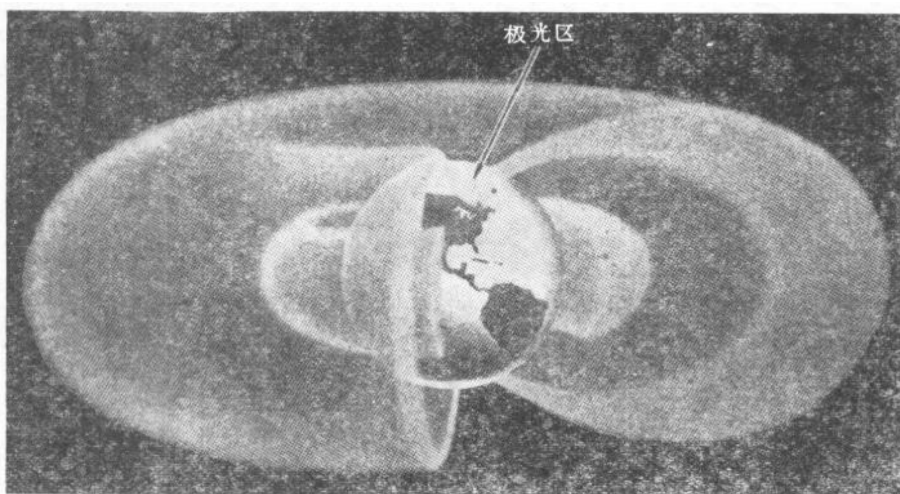


图 1.7　地球的內外輻射带

表1.7 空气参数与拔海高度的关系表(p 为压力，ρ 为密度，T 为絕对温度；下标 0 为海面情况)

h(米)	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$	h(米)	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$
0	1.000	1.000	1.000	8,200	0.336	0.402	
200	0.976	0.980		8,400	0.327	0.393	
400	0.953	0.960		8,600	0.317	0.383	
600	0.930	0.940		8,800	0.308	0.374	
800	0.907	0.921		9,000	0.299	0.365	1.104
1,000	0.885	0.902	1.010	9,200	0.291	0.356	
1,200	0.863	0.884		9,400	0.282	0.347	
1,400	0.842	0.866		9,600	0.274	0.339	
1,600	0.821	0.848		9,800	0.266	0.330	
1,800	0.800	0.831		10,000	0.258	0.323	1.118
2,000	0.780	0.813	1.021	10,200	0.250	0.314	
2,200	0.761	0.796		10,400	0.243	0.306	
2,400	0.742	0.779		10,600	0.235	0.298	
2,600	0.723	0.763		10,800	0.228	0.290	
2,800	0.705	0.747		11,000	0.221	0.282	1.133
3,000	0.687	0.731	1.032	11,200	0.241	0.274	
3,200	0.670	0.715		11,400	0.207	0.266	
3,400	0.653	0.700		11,600	0.201	0.258	
3,600	0.636	0.685		11,800	0.195	0.251	
3,800	0.619	0.670		12,000	0.189	0.243	1.133
4,000	0.603	0.655	1.043	12,200	0.183	0.236	
4,200	0.587	0.641		12,400	0.178	0.229	
4,400	0.572	0.627		12,600	0.172	0.222	
4,600	0.557	0.613		12,800	0.167	0.215	
4,800	0.542	0.600		13,000	0.162	0.208	1.133
5,000	0.527	0.586	1.054	13,200	0.157	0.202	
5,200	0.513	0.573		13,400	0.152	0.195	
5,400	0.499	0.560		13,600	0.148	0.189	
5,600	0.486	0.548		13,800	0.143	0.183	
5,800	0.473	0.535		14,000	0.139	0.177	1.133
6,000	0.460	0.523	1.066	14,200	0.135	0.172	
6,200	0.448	0.511		14,400	0.130	0.167	
6,400	0.435	0.499		14,600	0.126	0.162	
6,600	0.423	0.487		14,800	0.122	0.157	
6,800	0.412	0.476		15,000	0.118	0.152	1.133
7,000	0.400	0.465	1.078	15,200	0.114	0.148	
7,200	0.389	0.454		15,400	0.111	0.143	
7,400	0.378	0.443		15,600	0.107	0.139	
7,600	0.367	0.433		15,800	0.104	0.134	
7,800	0.356	0.422		16,000	0.101	0.130	1.133
8,000	0.346	0.412	1.091	16,200	0.980×10^{-1}	0.126	

表 1.7　(續)

h(米)	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$	h(米)	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$
16,400	0.0950	0.122		36,000	0.00487	0.00573	1.084
16,600	0.0923	0.118		37,000	0.00423	0.00485	1.071
16,800	0.0895	0.115		38,000	0.00369	0.00413	1.058
17,000	0.0867	0.111	1.133	39,000	0.00322	0.00352	1.046
17,200	0.0841	0.108		40,000	0.00283	0.00302	1.034
17,400	0.0815	0.105		41,000	0.00249	0.00260	1.022
17,600	0.0790	0.101		42,000	0.00219	0.00224	1.011
17,800	0.0766	0.0980		43,000	0.00194	0.00194	1.000
18,000	0.0742	0.0952	1.133	44,000	0.00172	0.00168	0.999
19,000	0.0635	0.0814	1.133	45,000	0.00153	0.00147	0.979
20,000	0.0543	0.0697	1.133	46,000	0.00136	0.00128	0.969
21,000	0.0465	0.0594	1.130	47,000	0.00122	0.00112	0.960
22,000	0.0398	0.0507	1.128	48,000	0.00109	0.000984	0.951
23,000	0.0341	0.0432	1.125	49,000	0.000977	0.000866	0.942
24,000	0.0299	0.0369	1.123	50,000	0.000878	0.000764	9.933
25,000	0.0251	0.0316	1.121	55,000	0.000508	0.000473	0.963
26,000	0.0216	0.0270	1.118	60,000	0.000284	0.000282	0.997
27,000	0.0185	0.0231	1.116	65,000	0.000152	0.000163	1.034
28,000	0.0159	0.0198	1.114	70,000	0.0000774	0.0000895	1.075
29,000	0.0137	0.0169	1.112	75,000	0.0000372	0.0000468	1.122
30,000	0.0118	0.0145	1.109	80,000	0.0000167	0.0000229	1.176
31,000	0.0102	0.0125	1.107	85,000	0.00000721	0.00000990	1.176
32,000	0.00876	0.0107	1.105	90,000	0.00000310	0.00000429	1.176
33,000	0.00756	0.00919	1.102	95,000	0.00000134	0.00000185	1.176
34,000	0.00652	0.00790	1.100	100,000	0.00000058	0.0000008	1.176
35,000	0.00563	0.00679	1.098				

注：海平面上的压力 $p_0 = 760$ 毫米水銀柱
　　密度 $\rho_0 = 0.125$ 公斤秒^2/米^4
　　溫度 $T_0 = 288°K$

不重合，而偏向一边，所以輻射带也是偏向一边的；在地球赤道平面上內輻射带的下限在大西洋地区只有 600 公里高，而在太平洋西部地区却有 1600 公里高．上限約 6000 公里高．內輻射带的粒子为質子，質子能量达 10^8 电子伏；粒子流的強度为 10^3 質子/厘米^2/秒/球面度．由于質子的能量大，对生物及人有危害；实际上一般卫星式載人飞船不应飞越三百公里以上，超过三百公里飞过大西洋地区时粒子浓度已經足以引起危险．在地球赤道平面上，外輻射带离地球中心从 20,000 公里到 60,000 公里；而在 55° 到 70° 的高緯度，外輻射带下降到 300 公里至 1500 公里．外輻射带的粒子是电子；能量比 2×10^4 电子伏大的粒子流強度是 10^9 电子/厘米^2/秒/球面度．

另一組电子能量約为 10^6 电子伏，強度是 10^5 电子/厘米^2/秒/球面度．外輻射带的粒子能量較低，防护的問題也就比較容易解决．

內、外輻射带的发現說明我們对地球周围环境的了解还在不断深入；为了星际航行，我們必需更进一步研究这些輻射带，搞清楚它們的結构及可能的变化規律．也因为有了地球周围輻射带的启发，人們最近又用了射电天文的方法发現木星周围約 32 万公里的上空（約 4.5 倍木星半径），也有极強的輻射带，強度为地球的 10^{14} 倍！这可能会阻止人降落到木星表面上去，而必需利用在輻射带外的木星的卫星，即木卫二、三及四作为星际航行者的落脚点．

§1.5 第一、第二、第三宇宙速度

了解太阳系的大致情况以后，我們可以对如何作星际航行进行分析和計算．首先来看星际航行对动力的要求是什么？在这个問題上齐奧尔科夫斯基作出了重大的貢献，他提出了第一宇宙速度、第二宇宙速度及第三宇宙速度的概念，并对它們作了精确的計算，这个計算我們将在这节里闡明．我們的計算将假設地球是圓球形的，地球围繞太阳的軌道也是圓的．这样做自然不是十分精确，但实际上地球形状是接近于圓球形，地球軌道也是接近于圓形，所以这样假設所导致的誤差是很小的．

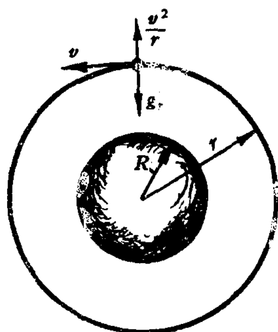


图 1.8 物体繞地球的运动

万有引力定律指出：任何两个物体之間要相互吸引，其引力的大小和两个物体質量的乘积成正比，和距离的平方成反比．我們就应用万有引力定律来对物体繞地球的旋轉运动进行分析和計算．

假設：g 为地球表面的引力常数；R 为地球的半径，$R = 6371$ 公里；v 为物体繞地球旋轉的速度；r 为物体繞地球的旋轉半径；M 为地球的質量；m 为物体的質量．在地球表面上物体的重量是地球对这物体的吸引力称为重力，即

$$mg = G\frac{Mm}{R^2},$$

故

$$g = G\frac{M}{R^2}. \tag{1.1}$$

其中 G 为万有引力常数，$G = (6.670 \pm 0.005) \times 10^{-8}$〔达因〕〔厘米〕^{2}〔克〕$^{-2}$．在离地球圓心 r 軌道繞地球旋轉的引力为 g_r：

$$g_r = G\frac{M}{r^2},$$

由(1.1)式

$$G = g\frac{R^2}{M},$$

所以

$$g_r = g\left(\frac{R}{r}\right)^2.$$

因此,作用在物体上的力 F 为

$$F = mg_r = mg\left(\frac{R}{r}\right)^2;$$

单位质量的引力,即 $m=1$ 的 F 为 $g\left(\frac{R}{r}\right)^2$,它所产生的加速度为 $\frac{v^2}{r}$. 所以

$$g\left(\frac{R}{r}\right)^2 = \frac{v^2}{r},$$

或

$$v^2 = gR\left(\frac{R}{r}\right),$$

故

$$v = \sqrt{gR\left(\frac{R}{r}\right)} = \sqrt{gR}\left(\frac{R}{r}\right)^{1/2}. \tag{1.2}$$

公式(1.2)說明了 r 越大 v 越小,即离地球越远地球对物体的引力越小,因此旋轉的速度也就越小.

卫星的旋轉周期 T 是:

$$T(r) = \frac{2\pi r}{v} = \frac{2\pi r}{\sqrt{gR}\left(\frac{R}{r}\right)^{1/2}},$$

也就是

$$T(r) = 2\pi\sqrt{\frac{R}{g}}\left(\frac{r}{R}\right)^{3/2}. \tag{1.3}$$

由公式(1.3)看出旋轉周期同样是距离的函数,距离越远(即 r 越大)周期越长;一方面是因为旋轉半径增加了,另一方面是因为 r 增加引力变小,旋轉速度降低,所以引起了旋轉周期的增加.

第一宇宙速度 V_1 指物体繞地球旋轉,其旋轉半径等于地球的半径,这时卫星所具有的旋轉速度叫第一宇宙速度. V_1 由不使卫星落地,而又能自由地繞地球运轉所需的能量来决定. 根据公式(1.2)可以得出:

$$V_1(R) = \sqrt{gR}\left(\frac{R}{r}\right)^{1/2}.$$

由此可以計算出第一宇宙速度为

$$V_1 = \sqrt{gR} = \sqrt{9.81 \times 6,371,000} = 7,910 \text{ 米/秒} = 7.91 \text{ 公里/秒}. \qquad (1.4)$$

而旋轉周期为:

$$T_1(R) = 2\pi\sqrt{\frac{R}{g}}\left(\frac{R}{R}\right)^{3/2} = 2\pi\sqrt{\frac{R}{g}},$$

也就是

$$T_1(R) = 2\pi\frac{\sqrt{Rg}}{g} = 2 \times 3.1416 \times \frac{7,910}{9.81} = 5,070 \text{ 秒} = 84.5 \text{ 分}. \qquad (1.5)$$

苏联的卫星是在离地面 200 到 300 公里的大气层里运轉,速度約比 8 公里/秒略小,周期比 84.5 分长,一般接近 90 分.

如果卫星的旋轉周期为 24 小时(24 小时 = 1440 分),其軌道与赤道同心同面,即在地球上看卫星是不动的. 这时卫星离地面的高度 h 可以如下計算:

$$\left(\frac{1,440}{84.5}\right)^{2/3} = \frac{r}{R} = 6.63,$$

$$r = 6.63R,$$

$$h = r - R = 6.63R - R = 5.63R$$

$$= 35,840 \text{ 公里}.$$

这种高度的軌道是在地球外輻射带的范围内. 地球的内輻射带是在离地面 600 到 6000 公里之間,而外輻射带是在离地球中心从 20,000 公里到 60,000 公里.

第二宇宙速度 V_2 是指从地球表面发射一个能永远离开地球引力場的物体所需的速度,这里我們不考虑空气的阻力,只計算引力的作用. 因此从地球表面飞到无限远处物体对引力場所做的功等于在发射时所具有的动能. 功等于从地球到无限远处的距离乘以作用力. 由于 $F = f(r)$ 力是距离的函数,故必須在 R 到 ∞ 的范围内进行积分. 对于单位質量的卫星所做的功等于:

$$\int_R^\infty g\frac{R^2}{r^2}dr = gR^2\left|-\frac{1}{r}\right]_R^\infty = gR.$$

所以

$$\frac{1}{2}V_2^2 = gR,$$

也就是

$$V_2 = \sqrt{2gR} = V_1\sqrt{2} = 7.91 \times \sqrt{2} = 11.18 \text{ 公里/秒}. \qquad (1.6)$$

发射高軌道卫星所需的总能量：即从地球发射到 r 軌道并繞地球旋轉所需的能量等于从地面提到 r 軌道所做的功，加上卫星在軌道上的动能．对单位质量而言：从地面提升到 r 軌道所做的功为：

$$\int_R^r g\frac{R^2}{r^2}dr = gR^2\left|-\frac{1}{r}\right|_R^r = gR\left(1-\frac{R}{r}\right),$$

而动能由(1.2)式給出，故如果总能量以相当于速度 V 的动能来代表，那么

$$\frac{1}{2}V^2 = \frac{1}{2}v^2 + gR\left(1-\frac{R}{r}\right) = \frac{1}{2}gR\left(\frac{R}{r}\right) + $$

$$+ gR\left(1-\frac{R}{r}\right) = gR\left(1-\frac{1}{2}\cdot\frac{R}{r}\right),$$

$$V^2 = 2gR\left(1-\frac{1}{2}\cdot\frac{R}{r}\right) = V_2^2\left(1-\frac{1}{2}\frac{R}{r}\right),$$

所以

$$V = V_2\sqrt{1-\frac{1}{2}\frac{R}{r}}. \tag{1.7}$$

对应于把卫星发射到 $T(r) = 24$ 小时 $= 1440$ 分的軌道上去所須的能量的速度为：

$$V = V_2\sqrt{1-\frac{1}{2}\frac{R}{r}} = V_2\sqrt{1-0.0754} = 0.961V_2$$

$$= 0.961 \times 11.18 = 10.74 \text{ 公里/秒}.$$

这个速度要求已經是第二宇宙速度的96.1%，所以发射高軌道的卫星将比发射低軌道的卫星要难．而实际上，在我們以后的講解中会看到，发射24小时周期的卫星比发射宇宙火箭更难更复杂些．

第三宇宙速度 V_3　是指物体脱离太阳系引力場所需的最小速度．即是在充分的利用了地球繞太阳旋轉所具有的能量的情况下，再增加一部分能量就可以使其脱离太阳的引力．因为地球繞太阳旋轉的实际椭圓軌道与圓形軌道差别很小，为了推导簡化起見，假設地球繞太阳旋轉的軌道是圓的．同时，因为各行星相互之間的吸引力比起太阳的吸引力来小得多，因此可以忽略，故只考虑太阳对地球的引力作用．

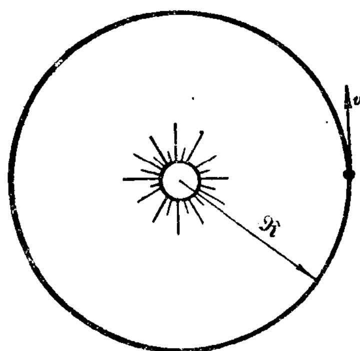


图 1.9　物体在太阳系中的运动

假設：$M_\odot$ 为太阳的质量；M 为地球的质量；R 为地球的半径；$\mathfrak{R}$ 为地球到太阳的距离；g 为地

球表面的引力常数；$g_\odot$ 为太阳对地球表面上的引力常数. 那么类似公式（1.1）可以写出，

$$g_\odot = G\frac{M_\odot}{\mathfrak{R}^2}.$$

由公式(1.1)

$$g = G\frac{M}{R^2}.$$

所以

$$g_\odot = g\frac{M_\odot}{M}\left(\frac{R}{\mathfrak{R}}\right)^2. \tag{1.8}$$

那么在地球軌道上太阳对每单位質量的引力为 $g\frac{M_\odot}{M}\left(\frac{R}{\mathfrak{R}}\right)^2$. （1.8）式的引力常数在計算軌道速度及脫离引力場速度和以前計算第一宇宙速度及第二宇宙速度的 g 一样，起同样的作用，所以地球繞太阳的速度（卫星的速度一样計算）为：

$$V_{\odot_1} = \sqrt{g_\odot \mathfrak{R}} = \sqrt{g\frac{M_\odot}{M}\left(\frac{R}{\mathfrak{R}}\right)^2\cdot\mathfrak{R}}.$$

而单位質量物体脫离太阳系的引力所需具备的速度为：

$$V_{\odot_2} = \sqrt{2g_\odot \mathfrak{R}} = \sqrt{g\frac{M_\odot}{M}\left(\frac{R}{\mathfrak{R}}\right)^2\cdot 2\mathfrak{R}}.$$

单位質量的物体脫离太阳系的引力，利用了地球所具有的速度，即物体脫离地球軌道的方向与地球繞太阳旋轉的方向相同时，还需增加的速度为：

$$V_{\odot_2} - V_{\odot_1} = \sqrt{g\frac{M_\odot}{M}\left(\frac{R}{\mathfrak{R}}\right)^2\cdot 2\mathfrak{R}} - \sqrt{g\frac{M_\odot}{M}\left(\frac{R}{\mathfrak{R}}\right)^2\cdot\mathfrak{R}}. \tag{1.9}$$

这个速度增量所代表的动能，对单位質量来說是

$$\frac{1}{2}(V_{\odot_2} - V_{\odot_1})^2. \tag{1.10}$$

但这并不是說从地球表面发射一单位質量就只需要这么多动能，因为从地球表面出发，首先得克服地球的引力場，而后剩下来的能量才是(1.10)式所給出的动能. 克服地球引力場的动能是 gR，所以从地球表面发射脫离太阳系的最小速度是（不計空气阻力）V_3，而

$$\frac{1}{2}V_3^2 - gR = \frac{1}{2}(V_{\odot_2} - V_{\odot_1})^2,$$

所以利用(1.9)和(1.10)式我們有：

$$V_3^2 = \left\{\sqrt{g\frac{M_\odot}{M}\left(\frac{R}{\mathfrak{R}}\right)^2\cdot 2\mathfrak{R}} - \sqrt{g\frac{M_\odot}{M}\left(\frac{R}{\mathfrak{R}}\right)^2\cdot \mathfrak{R}}\right\}^2 + 2gR$$

$$= \left\{\sqrt{g\frac{M_\odot}{M}\left(\frac{R}{\mathfrak{R}}\right)^2\cdot \mathfrak{R}}\,(\sqrt{2}-1)\right\}^2 + 2gR$$

$$= \left\{\sqrt{2g\frac{M_\odot}{M}\left(\frac{R}{\mathfrak{R}}\right)^2 \mathfrak{R}}\left(1-\frac{1}{\sqrt{2}}\right)\right\}^2 + 2gR$$

$$= 2g\frac{M_\odot}{M}\left(\frac{R}{\mathfrak{R}}\right)^2\cdot \mathfrak{R}\left(1-\frac{1}{\sqrt{2}}\right)^2 + 2gR$$

$$= 2gR\left\{1+\frac{M_\odot}{M}\frac{R}{\mathfrak{R}}\left(1-\frac{1}{\sqrt{2}}\right)^2\right\},$$

所以

$$V_3 = V_2\left\{1+\frac{M_\odot}{M}\frac{R}{\mathfrak{R}}\left(1-\frac{1}{\sqrt{2}}\right)^2\right\}^{\frac{1}{2}}$$

$$= 11.18\left\{1+332{,}000\times\frac{6{,}371}{149{,}500{,}000}(0.2929)^2\right\}^{\frac{1}{2}}$$

$$= 16.63\ \text{公里/秒}. \tag{1.11}$$

在以上的計算里，我們必須注意，重点是放在最小的脫离太阳系速度这一概念上．我們体現这个概念从两方面作：第一我們是充分的利用了地球在軌道上公轉的速度，使宇宙火箭对太阳运动的方向同地球公轉运动的方向一致，任何其他宇宙火箭的方向会增大速度的要求．第二，我們使宇宙火箭一开始就加足速度到 V_3，而不是先只加到第二宇宙速度 V_2，等宇宙火箭脫离了地球引力場之后，已經对地球沒有相对速度了，然后再加速到它能离开太阳系．如果这样作，分两段加速，那么所加的速度总和就不是 V_3，而是 $V_2+(V_{\odot_2}-V_{\odot_1})$ 了．总和自然大于 V_3．所以从加速的观点看問題，一鼓足气比分两段好．为什么有这个区别呢？我們要看到在地球表面附近加速，火箭噴气留在势能低的地方，而在脫离地球引力場后加速，火箭噴气将留在势能高的地方．从能量的角度来看后者自然不利．

§1.6 齐奥尔科夫斯基公式

齐奥尔科夫斯基公式是在理想情况下，即在沒有考虑空气阻力和地心引力的影响下，建立起动量守恆方程式．因火箭增加的动量等于火箭噴射出的气体动量，而其符号相反，如設：M 为瞬时質量；c 为噴气速度；$M^{(1)}$ 为开始飞行的質量；$M^{(2)}$ 为終了时的質量；V 为飞行終了时所具有的速度；dv 为速度增量（图 1.10），那么

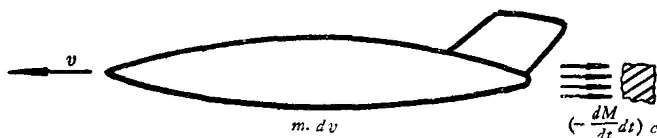


图 1.10 火箭在无外力作用下的运动

$$Mdv = -cdM; \quad -\frac{dM}{M} = \frac{dv}{c}.$$

在 $M^{(1)}$ 到 $M^{(2)}$ 及 $V=0$ 到 V 之間积分即得:

$$\int_{M^{(1)}}^{M^{(2)}} -\frac{dM}{M} = \int_0^V \frac{dv}{c} = \frac{1}{c}\int_0^V dv; \quad \Big[-\ln M\Big]_{M^{(1)}}^{M^{(2)}} = \ln\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}} = \frac{V}{c},$$

所以

$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}} = e^{\frac{V}{c}}. \tag{1.12}$$

从齐奥尔科夫斯基公式,可以計算出火箭在一定的噴气速度下所携带的推进剂,及其与結构重量之比例. 从公式看到,噴气速度 c 越大,質量比 $\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}}$ 越小. 当噴气速度下降时,質量比 $\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}}$ 因是指数函数的关系而增加得很快. 即質量比大,也就是起飞質量远远大于火箭停止工作时的質量. 我們知道,两个質量之差等于火箭推进剂的質量,所以質量比大就等于說推进剂量增加了,而終了时达到高速的質量減小了,也就是有效負載減小了,两者对我們都不利. 所以我們要从各方面采取措施使其噴射速度增加,以求得質量比的減少. 这个問題我們将在第三章中詳細地講解.

§ 1.7 恆星世界的宇宙航行

現在看起来,应用現代所知道的技术,使用化学燃料、原子反应堆、多級火箭結构的設計等可以使速度达到每秒几十公里,这正是第一、第二、第三宇宙速度的数量級;因而,在太阳系內的旅行是可以办得到的. 当然这需要我們做很多艰苦的工作,但它是可能的. 在太阳系里的旅行实际上是行星之間的航行,为了明确起見叫做星际航行.

从表 1.8 可以看到太阳系的半径約为 40 亿公里. 但到最近的一个恆星半人馬座 α 星的距离,却有 40 万亿公里,即 4.3 光年(一光年等于以光的速度 30 万公里/秒走一年的距离),是太阳系半径的一万倍. 而太阳系离我們所在的星际系銀河系的中心为 7,000 秒差距(1 秒差距等于 3.259 光年即 3.08×10^{13} 公里 = 308,000 亿公里),

表 1.8　邻近的恒星

序号	恒星名称	星距 (光年)	半径 ($R_\odot=1$)			质量 ($M_\odot=1$)			温度 (°K)		
			A	B	C	A	B	C	A	B	C
1	太　阳	—	1.0	—	—	1.0	—	—	5,700	—	—
2	半人馬星座 α 星	4.3	0.99	1.58	0.045	1.25	0.65	0.38	5,150	4,950	3,250
3	Barnard 星	6.0	0.12	*	—	0.38	*	—	4,500	*	—
4	Wolf 359	7.7	0.032	—	—	0.25	—	—	3,100	—	—
5	Luyten 726-8	7.9	0.039	0.042	—	0.25	0.36	—	3,100	3,100	—
6	Lalande 21185	8.2	0.351	*	—	0.44	*	—	3,200	*	—
7	天狼星	8.7	1.53	0.030	—	2.35	0.98	—	9,000	8,600	—
8	Ross 154	9.3	0.12	—	—	0.38	—	—	3,000	—	—
9	Ross 248	10.3	0.077	—	—	0.36	—	—	2,900	—	—
10	波江星座 ε 星	10.8	0.89	—	—	0.77	—	—	4,200	—	—
11	Ross 128	10.9	0.11	—	—	0.38	—	—	3,000	—	—
12	天鵝星座 61	11.1	0.71	0.81	*	0.63	0.52	*	3,600	3,200	*
13	Luyten 789-6	11.2	0.084	—	—	0.38	—	—	2,900	—	—
14	南河三(小犬星座α)星	11.3	1.74	0.007	—	1.8	0.64	—	6,700	7,500	—
15	印第安星座 ε 星	11.4	1.01	—	—	0.65	—	—	3,950	—	—
16	Σ 2398	11.6	0.28	0.19	—	0.41	0.41	—	3,400	2,300	—
17	Groombridge 34	11.7	0.49	0.12	—	0.44	0.40	—	3,200	3,100	—
18	鯨魚星座 τ 星	11.8	0.57	—	—	1.1	—	—	5,400	—	—
19	Lacaille 9352	11.9	0.28	—	—	0.44	—	—	3,200	—	—
20	BD + 5° 1668	12.4	0.17	—	—	0.40	—	—	3,350	—	—
21	Lacaille 8760	12.8	0.83	—	—	0.48	—	—	3,200	—	—
22	Kapteyn 星	13.0	0.24	—	—	0.52	—	—	3,200	—	—
23	Krüger 60	13.1	0.19	0.11	—	0.40	0.38	—	3,100	3,000	—
24	Ross 614	13.1	0.14	**	—	0.38	**	—	3,000	**	—
25	BD-12° 4523	13.4	0.22	—	—	0.38	—	—	3,000	—	—
26	Van Maanen 星	13.8	0.009	—	—	>0.11	—	—	7,000	—	—
27	Wolf 424	14.6	0.091	0.091	—	0.36	0.36	—	3,100	3,100	—
28	Groombridge 1618	14.7	0.50	—	—	0.65	—	—	3,600	—	—
29	CD − 37° 15492	14.9	0.40	—	—	0.42	—	—	4,300	—	—
30	CD − 46° 11540	15.3	0.26	—	—	0.40	—	—	4,800	—	—
31	BD+20° 2465	15.4	0.28	*	—	0.40	*	—	3,300	*	—
32	CD − 44° 11909	15.6	0.15	—	—	0.38	—	—	3,200	—	—
33	CD − 49° 13515	15.6	0.34	—	—	0.42	—	—	3,400	—	—
34	AOe 17415-6	15.8	0.33	—	—	0.42	—	—	3,400	—	—
35	Ross 780	15.8	0.15	—	—	0.38	—	—	3,200	—	—
36	Lalande 25372	15.9	0.40	—	—	0.44	—	—	3,400	—	—
37	CC 658	16.0	0.058	—	—	0.7	—	—	8,000	—	—
38	波江星座 o^2 星	16.3	0.83	0.059	0.17	0.85	1.3	0.38	4,400	5,900	3,200
39	蛇夫星座 70	16.4	1.04	0.84	—	0.81	0.65	—	4,800	3,700	—
40	牛郎星	16.5	1.23	—	—	2.2	—	—	9,100	—	—
41	BD + 43° 4305	16.5	0.25	—	—	0.38	—	—	3,100	—	—
42	AC + 79° 3888	16.6	0.15	—	—	0.40	—	—	3,400	—	—

*——看不見的伴星；　**——用 5 米直径的望远鏡观察的.

卽 22,800 光年;距离銀河系的边緣約 6,000 秒差距,卽 19,600 光年;銀河系的半径为 13,000 秒差距,卽 42,400 光年. 比太阳到最近的恆星又大了一万倍. 而銀河系又不过是宇宙中亿万个星系中的一个. 在总宇宙中,在总星系中现在所能观测得到的約为 1,000 百万秒差距,卽銀河系半径的約十万倍.

据現在天文观測所知,在离太阳 17 光年的近邻地区有 42 顆恆星(包含太阳在內,見表 1.8). 但实际上星的数目不止于此,因为有不少星实質上是双星或者三星. 在銀河系中,双星多星据估計占星的 1/5,如最近的半人馬星座 α 星,实际上是距离很近的三顆星 A, B, C. 再如离我們 8.7 光年的天狼星,是一顆很亮的星. 它实际上是双星,A 星表面温度很高光色发藍,是紫外綫很強的星;而 B 星直径只有 $0.03R_{\odot}$,但其質量大,密度也大,温度又高,这种星叫白矮星. 更为特例的白矮星,如离我們 13.8 光年的 26 号星(Van Maanen 星),半径仅为 $0.009R_{\odot}$(卽比地球略小),而質量是地球質量的 36,000 倍,这顆星基本上由原子核組成,而电子层外壳已被挤破了,每立方厘米有半吨重.

而出太阳系的近邻,恆星世界的奇观就更多了. 例如双星中的巨人,天鵝星座 V380 星,是一对高温发藍光的巨星,它們以 12.43 天的周期相互围繞着轉,其距离为 0.611×10^8 公里(只有地球到太阳距离的一半还不到). 一个半径为太阳半径的 29 倍等于 0.201×10^8 公里,質量为太阳的 43.7 倍,另一个半径为太阳半径的 8 倍卽 0.056×10^8 公里,質量为太阳的 15.6 倍. 在这个双星附近的行星,将在天空中看見两个太阳. 要說巨星,要以猎戶座 α 星(卽参宿四)为代表,它离我們有 300 光年,是一顆紅色的星,而且是一顆有脉动的星;半径从最小为太阳半径的 330 倍到最大为太阳半径的 460 倍,最小半径也是地球到太阳距离的 1.54 倍. 另一个更大的星是武仙座的 α 星(Ras Algethi),它也是紅星,离我們有 800 光年,半径为太阳半径的 800 倍. 此外还有一些不稳定的星,如变星、新星、超新星. 周围有大量气体的所謂"行星星云"佛耳夫-拉叶或 W 型星等. 白矮星中的冠軍是一顆离我們約一百光年,在金牛星座离昴星团不远的白矮星,它的直径只有月球的一半,而密度却为每立方厘米 200 吨!

所以整个宇宙是很大的,它包括了无数个星系,而銀河星系是其中之一个,太阳系則只是銀河系的一小部分. 如果用現在我們能达到的每秒几十公里的速度,就是到最近的几顆恆星附近去也得几万年,这种旅行是不可設想的. 故現在人类能飞行的范围是整个宇宙的很小一部分,所以說宇宙航行的可能性目前还很难預料,还只是我們的一个理想,目前还沒有具体实现它的途径. 因此近 20 到 30 年的任务是发展

太阳系航行技术，或者是行星际航行，簡称为星际航行．要突破太阳系的范围，进入大宇宙，必須大大地增加航行速度，直到接近光的速度．但那将产生一系列完全新的問題，例如：牛頓力学的規律不够准确了，要用相对論力学的規律去計算軌道；現有的燃料也不足以达到所需要的速度，必須制造出新的超級燃料．此外，在宇宙航行技术里，也一定包括一些我們現在还无法想到的問題．

§1.8 阿克来公式

到其他恆星去的問題也是速度問題，必須非常接近光速．这样高的速度不能用齐奥尔科夫斯基公式来計算，必須用相对論力学来計算．根据这样的計算，到半人馬座 α 星（見表 1.8）时，設想宇宙飞船最高速度为 0.80 倍光速，而噴气速度为光速的 0.6 倍．用二級火箭（每一級的質量比 6.24），一級用来加速火箭到 0.80 倍光速，一級作刹車之用．最大加速为 2,000 厘米/秒^2（約 $2g$），那么加速和減速对飞船中的人来講各为一年，等速飞行一段对飞船中的人来講是 2.5 年，共需 4.5 年．到天狼星去（8.7 光年）用多級火箭，用等加速度 2,000 厘米/秒^2，及等減速度 2,000 厘米/秒^2，最大速度 0.94 倍光速，噴气速度仍为 0.6 倍光速．加速及減速对飞船上的人来說各为 0.8 年，直走用 2.5 年，共需 4.2 年．这里看起来好象不合理：到比較远的天狼星反而只需要較短的时間；其实这是因为除了速度有所增加以外，还有一个特殊的相对論效果，在高速运动中的宇宙飞船上，时間的进程要比相对靜止的地方慢，在飞船中的人感到的时間是短一些．

由这两个例子看到，用低速进行宇宙航行是很难想象的，即是在 0.8 倍光速下，飞行所需的时間也还要几年；而要使噴气速度达到光速的 0.6 倍，就必須使推进剂在燃烧后放出足够的能量，使其相关联的質量为推进剂原来質量的 20%（相关联的質量是指：轉变成动能的那部分質量占推进剂原来質量的百分数．当噴气速度等于光速时，相关联的質量就为 100%）．而現在最強的推进剂是氫的聚变，其相关联的質量不到百分之一，噴气速度为光速的 5%；宇宙航行的要求远远超过了現有燃料所能达到的程度．所以要实現恆星际航行，还有待于将来制出超高能的核子燃料，来得到接近于光的速度．

这里我們不准备介紹这种相对論力学計算的全部，但只介紹相当于齐奥尔科夫斯基公式的阿克来（J. Ackeret）公式，并且指出两者的差別．如果火箭相对于发射点的速度是 v，向前为正的方向；相对于火箭的噴气速度为 w，向后为正的方向；那么根据相对論的定律，在固定于发射点的坐标中，噴气速度 w' 为（图 1.11）：

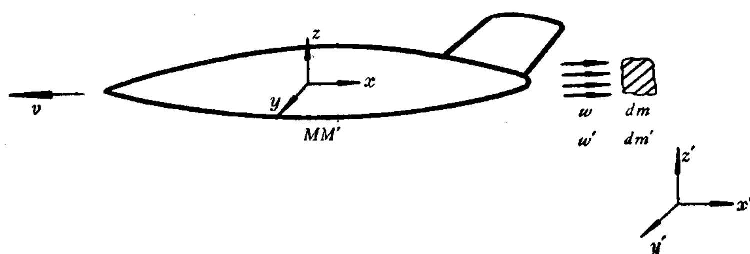


图 1.11 火箭在无外力作用下的相对論力学計算

$$- w' = \frac{- w + v}{1 - \frac{wv}{c^2}}. \tag{1.13}$$

其中 c 为光速 ($c = 29.97929 \pm 0.00008$ 万公里/秒); M 为静質量; M' 为动質量; dm 为噴气的静質量; dm' 为噴气的动質量,則

$$M' = \frac{M}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}},$$

$$dm' = \frac{dm}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}}.$$

从而可以写出能量守恆方程式,卽总能的一部分变成噴气的能量:

$$d\left(\frac{Mc^2}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}}\right) + \frac{dm \cdot c^2}{\sqrt{1 - \frac{w'^2}{c^2}}} = 0. \tag{1.14}$$

而动量守恆方程式为:

$$d\left(\frac{Mv}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}}\right) + \frac{dm(- w')}{\sqrt{1 - \frac{w'^2}{c^2}}} = 0. \tag{1.15}$$

利用公式(1.13)得:

$$1 - \frac{w'^2}{c^2} = 1 - \frac{1}{c^2}\left(\frac{- w + v}{1 - \frac{wv}{c^2}}\right)^2$$

$$=\frac{1-2\frac{wv}{c^2}+\frac{w^2v^2}{c^4}-\frac{w^2}{c^2}+2\frac{wv}{c^2}-\frac{v^2}{c^2}}{\left(1-\frac{wv}{c^2}\right)^2}=\frac{\left(1-\frac{w^2}{c^2}\right)\left(1-\frac{v^2}{c^2}\right)}{\left(1-\frac{wv}{c^2}\right)^2}.$$

因此

$$\frac{1}{\sqrt{1-\frac{w'^2}{c^2}}}=\frac{\left(1-\frac{wv}{c^2}\right)}{\sqrt{1-\frac{w^2}{c^2}}\sqrt{1-\frac{v^2}{c^2}}}.$$

由此(1.14)和(1.15)式可写成:

$$\frac{dM}{\left(1-\frac{v^2}{c^2}\right)^{1/2}}+M\frac{\frac{vdv}{c^2}}{\left(1-\frac{v^2}{c^2}\right)^{3/2}}=-\frac{\left(1-\frac{wv}{c^2}\right)}{\sqrt{1-\frac{w^2}{c^2}}\sqrt{1-\frac{v^2}{c^2}}}dm,$$

$$\frac{vdM}{\left(1-\frac{v^2}{c^2}\right)^{1/2}}+\frac{Mdv}{\left(1-\frac{v^2}{c^2}\right)^{1/2}}+Mv\frac{\frac{vdv}{c^2}}{\left(1-\frac{v^2}{c^2}\right)^{3/2}}$$

$$=-\frac{\left(1-\frac{wv}{c^2}\right)}{\sqrt{1-\frac{w^2}{c^2}}\left(1-\frac{v^2}{c^2}\right)^{1/2}}\left(\frac{-w+v}{1-\frac{wv}{c^2}}\right)dm,$$

消去 dm 即得:

$$vdM+Mdv\left(\frac{1}{1-\frac{v^2}{c^2}}\right)=\frac{-w+v}{1-\frac{wv}{c^2}}\left\{dM+M\frac{dv}{v}\frac{\frac{v^2}{c^2}}{\left(1-\frac{v^2}{c^2}\right)}\right\}.$$

运算結果得:

$$-\frac{dM}{M}=\frac{c}{2w}\left\{\frac{1}{\left(1-\frac{v}{c}\right)}+\frac{1}{\left(1+\frac{v}{c}\right)}\right\}d\left(\frac{v}{c}\right).$$

如果火箭的初始靜質量是 $M^{(1)}$,发动机作用停止时的靜質量是 $M^{(2)}$;初始速度 $v=0$,終了速度为 V,积分后得阿克来公式:

$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}}=\left[\frac{\left(1+\frac{V}{c}\right)}{\left(1-\frac{V}{c}\right)}\right]^{\frac{c}{2w}}. \tag{1.16}$$

为了比較阿克来公式和齐奥尔科夫斯基公式，我們对公式（1.16）可进一步加以整理，即

$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}}=e^{\frac{c}{2w}\cdot\ln\left(\frac{1+\frac{V}{c}}{1-\frac{V}{c}}\right)}.$$

現在我們展开对数函数：

$$\ln\left(\frac{1+\frac{V}{c}}{1-\frac{V}{c}}\right)=\ln\left(1+\frac{V}{c}\right)-\ln\left(1-\frac{V}{c}\right)$$

$$=2\frac{V}{c}\left[1+\frac{1}{3}\left(\frac{V}{c}\right)^2+\frac{1}{5}\left(\frac{V}{c}\right)^4+\frac{1}{7}\left(\frac{V}{c}\right)^6\cdots\right],$$

所以

$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}}=e^{\frac{V}{w}\left[1+\frac{1}{3}\left(\frac{V}{c}\right)^2+\frac{1}{5}\left(\frac{V}{c}\right)^4+\frac{1}{7}\left(\frac{V}{c}\right)^6-\cdots\right]}=e^{\frac{V}{w}}e^{\left(\frac{V}{c}\right)^2\left[\frac{1}{3}\frac{V}{w}+\frac{1}{5}\frac{V}{w}\left(\frac{V}{c}\right)^2+\frac{1}{7}\frac{V}{w}\left(\frac{V}{c}\right)^4+\cdots\right]}.$$

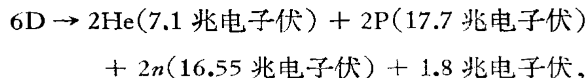
我們将上式第二个指数函数作为 $\left(\frac{V}{c}\right)^2$ 的冪級数展开，那么

$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}}=e^{\frac{V}{w}}\left\{1+\left[\frac{V}{w}\left(\frac{V}{c}\right)^2\right]\left[\frac{1}{3}\right]+\left[\frac{V}{w}\left(\frac{V}{c}\right)^2\right]^2\left[\frac{1}{18}+\frac{1}{5}\left(\frac{w}{V}\right)\right]\right.$$

$$\left.+\left[\frac{V}{w}\left(\frac{V}{c}\right)^2\right]^3\cdot\left[\frac{1}{162}+\frac{1}{15}\left(\frac{w}{V}\right)+\frac{1}{7}\left(\frac{w}{V}\right)^2\right]+\cdots\right\}. \tag{1.17}$$

这个公式指出：当 $\frac{V}{c}\to 0$ 时，也就是当火箭速度远远比光速小的时候，公式(1.17)中整个大括弧的值等于 1，所以阿克来公式就簡化为齐奥尔科夫斯基公式。也就是說，齐奥尔科夫斯基公式是阿克来公式的特例。公式（1.17）指出，从齐奥尔科夫斯基公式到阿克来公式的修正，永远是正的，即是加大的。当火箭速度很高时，用齐奥尔科夫斯基公式計算会得出过小質量比。

恆星际飞行要求飞行速度必須非常接近光速，因此一个主要的要求是噴气速度也必須达到半倍光速以上，不然質量比太大。例如：以今天比較有希望的能源，氘聚变成氦，或受控制的热核反应：



$$6D\to 2He(7.1\text{ 兆电子伏})+2P(17.7\text{ 兆电子伏})$$
$$+\,2n(16.55\text{ 兆电子伏})+1.8\text{ 兆电子伏},$$

中子 n 将很快地从反应气体中逸出，其所携带的 16.55 兆电子伏的能量不能用来加热，故为 6 个氘原子所产生的热能为 26.6 兆电子伏。算这个能量的 70% 有效，变成

动能，那么噴气速度为 15,000 公里/秒，比冲約 1.5×10^6 秒．但就是这个看来非常大的噴气速度也只是光速的 5%，即 0.05 倍光速．就是有了这样的噴气速度，要达到飞行速度为 0.80 倍光速，其所必需的质量比为：

用齐奥尔科夫斯基公式計算

$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}} = e^{0.8/0.05} = e^{16} = 0.0889 \times 10^8;$$

而用阿克来公式計算

$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}} = \left(\frac{1 + 0.80}{1 - 0.80}\right)^{\frac{c}{2\times 0.05c}} = \left(\frac{1.8}{0.2}\right)^{10} = 34.8 \times 10^8.$$

以上計算說明了，在火箭速度接近光速时，齐奥尔科夫斯基公式是很不准确的．再者就是用我們在今天看来是最強的氘聚变能源，要达到 80% 光速，总质量比要达到 34.8 亿．这是不可設想的大的质量比，所以就是用今天看来是最強的能源，也解决不了宇宙航行的問題．因此宇宙航行不同于星际航行，星际航行是現实的，而宇宙航行还只不过是一个伟大的理想．但是我們有信心在社会主义制度下，解放了的人們不但能够象今天那样領导着人类进入星际航行的时代，而且也将实現宇宙航行．我們千万年来在地球表面的活动，从地球表面来研究自然，創造了进入行星际空間的条件；那么即将到来的星际航行时代，人在太阳系中研究自然，一定会給科学技术带来一个全新的境界，使科学技术达到以前不能达到的水平，使宇宙航行能够变为現实．因此星际航行会給宇宙航行开辟道路！

第二章 火箭发动机原理

§2.1 星际航行的动力

星际航行对速度的要求已經在上一章中得到了說明. 当一物体围繞地球旋轉，就需要7.91公里/秒的速度，这样高的速度，想用現代的航空发动机在大气层中是不可能达到的. 首先，由于地球表面存在着几十公里厚的大气层，飞行器要以这样高的速度在稠密的大气中飞行，必然要受到巨大的大气阻力. 一則使飞行器需要很大的力量来克服这一阻力；再則在这样高的速度下，空气与飞行器表面強烈摩擦而产生高热使飞行器烧毁. 因此，在大气层中所能达到的高速度是很有限的. 但是，我們知道，正如§1.4中所講的，地球表面的大气，随离地面的高度的增加而密度逐漸減小. 据測得：离地面30公里高处，大气的密度只及地面上大气密度的約1/100，如果离地面60公里时，則只及約1/10,000，再往上就更加稀薄了，到100公里的高空，大气密度只有地面密度的1/1,000,000左右. 因此，一般說来在太空中就几乎沒有空气的阻力存在，就是速度很大也不会有多大的阻力，这对于作星际航行来說是十分有利的条件. 然而，由于太空中几近于眞空，而航空用的噴气发动机则正是用空气中的氧作氧化剂，沒有空气也就沒有氧，因此一般空气噴气发动机是不能直接地用在星际航行上的.

火箭发动机則是一很理想的星际航行的发动机. 因为它本身已經同时带有燃料和氧化剂，所以它不仅在大气中可以工作，而且在沒有空气存在的太空中也同样可以工作. 火箭燃烧室中产生的高温、高压气体，利用直接反作用的原理，让这些气体以高速噴出，从而推动火箭. 火箭发动机还有另外一个特点是：它的推力之大小与周围介質有关. 实际上火箭发动机在高空的推力比在地面的推力要高大約20%，这是由于地面的大气压力比高空的大气压力高得多的原故. 推力大小与发动机所处高度的关系可由图2.1了解.

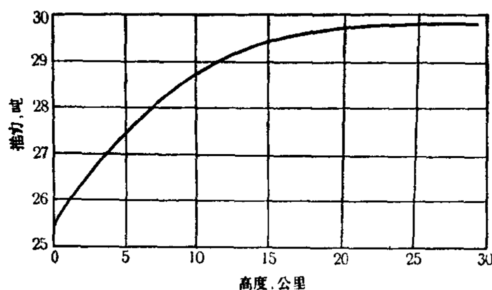


图2.1 V-2火箭的推力与高度的关系

由上述可見，火箭发动机是现代最适合于星际航行的发动机，越是在空气稀薄的地方飞行，则它越能发出更大的推力和更高的速度. 在这里还需要說明一点：現在要作星际航行，要具有高的速度脱离地球引力飞向其他行星，首先得从地球表面起飞，从静止状态逐漸加到需要的速度. 火箭发射时第一步就要以較低的速度通过大气层；这样一来空气噴气发动机就有可能作为多級火箭之第一級发动机，因为它可以充分地利用空气作为氧化剂，而无需在火箭第一級中带上这相当重的一部分氧化剂，从而可以大大減少第一級的重量，这对发射多級火箭有很大的好处. 但是用空气噴气发动机及火箭发动机的运載系統，将比純火箭发动机系統复杂，造价更高. 象現在的运載火箭那样，一次使用以后就扔掉是太浪費，所以又必需考虑在完成了加速任务之后，把空的运載系統再安全地降落到地球表面上来，也就是"回收"运載系統. 这在技术上就比現在的运載火箭要求更高，今天还沒能实現.

§2.2 固体推进剂火箭发动机工作原理

固体推进剂火箭发动机，是以固体燃料、固体氧化剂及其他添加剂混合組成的固体火药来作为推进剂. 因此一般又可簡称之为固体火箭发动机或固体发动机.

固体火箭发动机的特点：

(1) 最大的优点是結构簡单. 由图 2.2 可看出典型的固体火箭发动机可分为四个主要部分：燃烧室、噴管、药柱及药柱支承装置. 因此，固体火箭发动机广泛地应用到各种火箭弹上，特别是尺寸較小的火箭上.

(2) 容易使用，操作可靠，可长期存放. 固体火箭发动机的推进剂可事先制成药

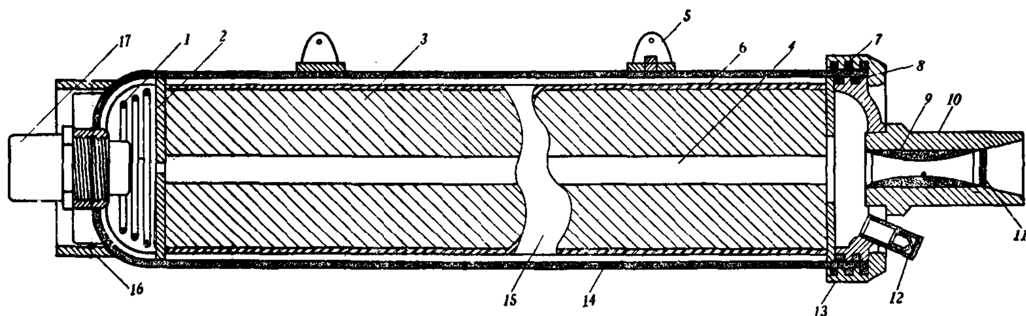


图 2.2　典型的固体推进剂起动火箭的剖面图

1——弹簧(用作装药热膨胀)；2——加力分配板(2块)；3——推进剂装药；4——燃气通道；5——安装掛耳(2个)；6——包复层；7——特殊螺絲；8——环形紧塞具；9——噴管的石墨衬管；10——噴管；11——噴管盖；12——保险装置；13——螺絲封閉环；14——燃烧室壁；15——推进剂药包外复层；16——貯存时垂直支持；17——点火器.

柱装于燃烧室中，长期存放，如需要时立即可以使用，使用起来也很簡便. 由于使用的推进剂是固体，因此在发动机工作过程中就不需要专門的推进剂供应和調节系統. 由于沒有泵、閥門管路等，因而使发动机工作时較为可靠.

現在来談一談固体火箭发动机的起动方法及工作状况：起动点火是十分簡单的，一般采用在葯柱中空处加入一临时小火葯包，用电火花使之引燃后，再借小葯包去点燃整个葯柱. 葯柱燃烧后产生高温高压气体，經过葯柱及燃烧室空隙进入噴管膨胀排出而产生推力. 因为固体推进剂不能用控制流量方法来进行調节控制，是靠推进剂的燃烧面来控制燃烧速度，从而控制火箭的推力，所以固体葯柱的形状及推进剂本身的反应速度是控制燃烧速度的关鍵.

§2.3 液体推进剂火箭发动机工作原理

液体推进剂火箭发动机亦可簡称为液体火箭发动机或液体发动机. 它与固体火箭发动机的最大不同之点就是所用的推进剂是液体状态. 有时推进剂是单一的；如硝基甲烷（CH_3NO_2），即称其为单元液体推进剂. 但是更多的情况是分別以氧化剂及燃料貯放于火箭携带的氧化剂及燃料貯箱中，即称其为双元液体推进剂. 正由于这一点給液体火箭发动机带来了其他許多不同于固体火箭发动机的特点. 这些特点是：增加了推进剂在火箭发动机中的貯存和輸送系統，工作过程中推进剂用量的調节控制系統，燃烧室的冷却系統. 近几年来，由于液体推进剂的使用，使火箭发动机的工作时間大大增长，推力大大增加，从而有可能把巨大的人造卫星、宇宙火箭及飞船送到預定的軌道上去. 虽然由于采用了液体推进剂，使得发动机系統复杂化，各种部件設备增多，但是大推力的液体火箭发动机的結构重量仍得到相应地降低.

目前一般的液体火箭发动机燃烧室，压力都在30个大气压以上，并且液体推进剂在进行燃烧之前必須进行充分的雾化，这一过程主要是靠氧化剂及燃料通过噴嘴达到雾化的目的. 而在噴嘴的雾化过程中，就要产生約为几个大气压以上的压力降；再加上系統中的管路閥門等阻力損失，液体推进剂进入輸送系統之前，最低限度应保持有十几个大气压的压头，方才能使推进剂貯箱中的燃料和氧化剂能在发动机工作时給予正常地供应. 因此对液体火箭发动机而言，正常的供应推进剂是保証发动机正常工作的关鍵. 按照目前液体火箭发动机推进剂的輸送形式大致可分为两类：

(1) 挤 压 式

液体火箭发动机的推进剂是借助于高压气体的压力，作用在推进剂液面上，使推

进剂經过管路閥門、噴嘴，然后进入燃烧室燃烧，故称之为挤压式。图 2.3 即为挤压式液体火箭发动机的示意图。从图中可以看出，发动机本身除了带有燃料及氧化剂貯箱之外，还带有一高压气罐，內貯有高压惰性气体。高压气体經过減压閥，使压力降低到所需要的压力以后，分别进入燃料及氧化剂貯箱，去挤压燃料和氧化剂，使之輸送到燃烧室中进行燃烧。产生的高温、高压气体經噴管膨胀以高速排出，从而产生反作用力推动整个火箭前进。

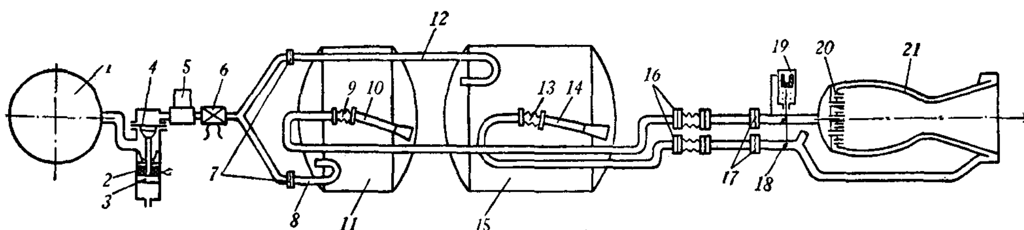


图 2.3 气压式輸送系統液体火箭发动机

1——高压气罐；2——启动火药；3——活塞；4——高压活門膜片；5——气体减压器；6——低压电动活門；7——易破裂的膜片；8——給燃料箱輸送气体的导管；9——燃料集液管的弹性悬接管；10——燃料集液管；11——燃料箱；12——給氧化剂箱輸送气体的导管；13——氧化剂集液管的弹性悬接管；14——氧化剂集液管；15——氧化剂箱；16——膜盒；17——燃料和氧化剂管路上的膜片；18——节流活門；19——控制节流活門的伺服活塞；20——发动机头部；21——燃烧室。

由于挤压推进剂需要高压气体，而且推进剂貯箱也需要承受一定的高压，因此随着輸送推进剂的压力增高，推进剂的貯量增加(即为了增大发动机的推力或增长发动机的工作时間)，都必然导致高压气罐及推进剂貯箱重量的增加，因而就增加了发动机的結构重量，相应地也就会降低火箭的有效載荷。所以挤压式輸送系統的液体火箭发动机显然不宜于作得过大。这种发动机由于它靠高压气体挤压輸送推进剂，它除了系統中有調节閥門之外沒有轉动部分，因而系統較簡单，工作較可靠，一般推力較小的发动机采用这种形式还是具有优越性的。

挤压式所用的高压气体是有选择性的。首先一点，所选择的工作气体应当对于燃料和氧化剂均是惰性的；如对于硝酸和煤油为組合的推进剂均可以采用高压空气。其次，对于发射火箭而言，不仅要考虑气体与推进剂之間不发生作用，而且还应当同时考虑到气体的重量。因此一般采用惰性气体氦最为理想，因为它正兼备了与一般推进剂不起任何作用的稳定性和重量輕(分子量为 4，不到空气的 1/7)的特点。

(2) 渦輪泵式

渦輪泵式的輸送系統通常用于推力大和工作时間长的火箭发动机，对于这类火

箭，渦輪泵式輸送比其他任何类型的系統更輕．系統的重量实質上与发动机的工作时間长短无关．

发动机工作时是用气渦輪直接带动高轉速的离心泵将推进剂組分分別由貯箱中抽出，然后压入燃烧室中雾化、混合和燃烧．渦輪的动力来源通常取自蒸汽或燃气．在下面分别进行闡述：

蒸汽渦輪 渦輪所用的蒸汽是由发动机本身附屬的蒸汽发生器来供給．通常是采用过氧化氫（H_2O_2，浓度 80% 以上）在特設的装有催化剂（过錳酸鉀 $KMnO_4$、过錳酸鈉 $NaMnO_4$ 或过錳酸鈣 $Ca(MnO_4)_2$）的气体发生器中分解而得 400℃ 的高压水蒸汽和氧的混合气体来吹动渦輪．为了产生蒸汽，由发动机本身带有一过氧化氫貯箱和为送过氧化氫去蒸汽发生器的高压气瓶．这种形式的輸送系統以V-2发动机最典型（見图 2.4）．

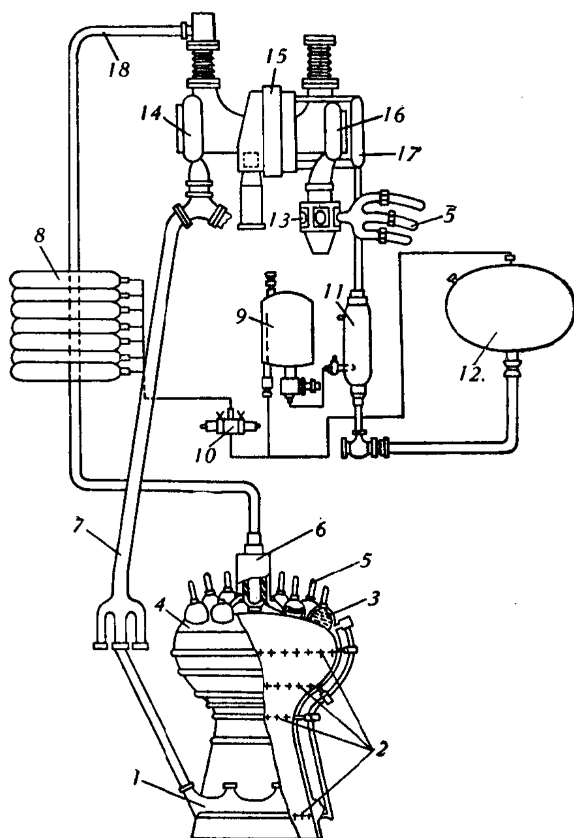


图 2.4 V-2 火箭发动机原理示意图

1——噴管；2——用于冷却的燃料的輸送系統；3——噴嘴艙；4——燃烧室；5——通往噴嘴艙的液氧导管；6——燃料主活門；7——通往冷却外套的燃料导管；8——高压气瓶；9——催化剂箱；10——減压器；11——反应器；12——过氧化氫箱；13——氧化剂主活門；14——燃料泵；15——渦輪；16——氧化剂泵；17——向渦輪送蒸气的导管；18——发动机停車时向泵回抽燃料的导管．

可以看出，这种类型的发动机，虽然采用了渦輪泵的輸送系統，但是仍保留着一部分挤压系統，如果发动机推力增加，特别是工作时間增长时，挤压部分的重量必然会增加，因而輸送系統的重量还并不能与发动机的工作时間完全无关．

燃气渦輪 这种渦輪的工質来源是直接从泵的出口抽出一定比例的燃料及氧化剂，在一輔助的小燃烧室中进行燃烧，产生約为 600—700℃ 的高压燃气去驅动渦輪轉动，从而带动泵运轉．一般火箭发动机推进剂的正常燃

燒溫度都在 3000℃ 左右，这样高温的气体作为涡輪的工质是不行的，因为温度太高会使涡輪的机件变形或燒毁；所以在这輔助燃燒室中采取貧氧燃燒，使燃气温度都控制在 1,000℃ 以下. 这种涡輪所消耗的推进剂一般約为整个发动机消耗的推进剂总量的 2—3%. 燃气涡輪的起动是靠輔助燃燒室中装临时火葯包，它燃燒产生燃气推动涡輪来带动泵运轉；俟泵送出推进剂之后，就可直接供应一定比例的推进剂到輔助燃燒室中燃燒，产生燃气而維持涡輪泵継續正常的工作. 这种形式的輸送系統比蒸汽涡輪泵更进了一步，它不再有挤压式部分，因此发动机重量得到了进一步减輕，而且其重量不再随发动机工作时間的增长而增加了.

由于采用了泵式輸送，因此从推进剂貯箱一直到泵入口的設备都不再要求承受高压. 虽然增加了涡輪、泵及其他附属設备，但这些部分在現代技术条件下已經可以做得輕而可靠. 因此，采用涡輪式輸送系統在現代火箭发动机中，特别是推力大、工作时間长的液体火箭发动机中，具有其他形式火箭发动机不可及的优越性. 但也有时当結合其他方面考虑問題时，挤压式輸送亦有可能用在大型液体火箭发动机上. 例如美国就曾經設計过一种叫"宇宙"("Cosmos")的推力为 2730 吨的第一級运載火箭，用液氫、液氧作推进剂，就考虑采用挤压式輸送系統. 其原因在于挤压式輸送系統中的各个設备：高压气罐、推进剂貯箱等虽然比較重，但确也很坚固結实. 当这一級火箭的发动机工作結束后，就可能利用高压气罐及液氫貯箱中殘存的氫气充起一只大氫气球，发动机借氫气球之浮力緩緩下降，使发动机貯箱和高压气罐安全着陆，从而回收再行利用；想这样来降低每次发射在运載火箭制造方面的費用.

§2.4 推力的計算

火箭燃燒室中的气流可以作为是定常的一維流动，即在燃燒室或噴管的任一截面上燃气的速度和压力都不随时間而改变，任一横截面上各点的流速相等，且沿噴管的軸向流动(图 2.5).

我們所要求的推力，就是所有作用在发动机包括燃燒室和噴管內壁上的力的軸向合力（即指发动机軸向 x 方向的合力）. 什么是內壁？因为我們所要計算的是力与噴气动量之間的关系，我們也就要尽量使动量的計算簡单些，这在固体发动机間題不大，推进剂是存放在燃燒

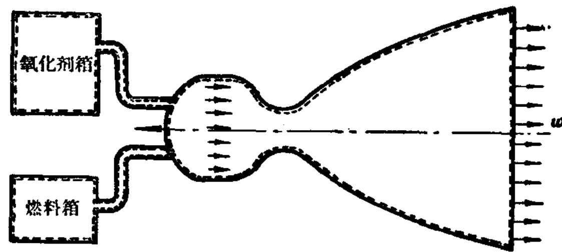


图 2.5 計算推力时的控制面

室里的，只要我們把坐标固定在火箭上，就不会有什么推进剂的动量. 对液体发动机，推进剂是从推进剂箱开始流动的，到了燃烧室的噴嘴，流速可以較大，我們不应該完全忽略在噴嘴处推进剂的动量. 这个看来較麻煩的問題，可以用这样的办法来除去：我們把內壁从燃烧室經过噴嘴，推进剂导管，一直扩展到推进剂箱，內壁也包括推进剂箱的內壁，那么确实沒有物質流出这样的內壁面，計算动量时只有一个动量，即噴气的动量. 作用在內壁的压力为 p，在內壁取一小块面积 dA_i，故作用在这一小块面积上的力为 pdA_i. 因为整个发动机是对称的，推力必然是軸向的，我們只要算压力在軸向(x)方向的分力就行了. 如果 α 是“法向”(即垂直于 dA_i，而从內壁向外)与 x 軸所形成的角，那么軸向分力是 $pdA_i\cos\alpha$. 整个內壁的軸向力为 $pdA_i\cos\alpha$ 沿整个內壁的积分：

$$\int_{\text{內壁}} p\cos\alpha dA_i;$$

因此反过来內壁作用在推进剂及燃气上的力应与此力大小相等而方向相反，即为

$$-\int_{\text{內壁}} p\cos\alpha dA_i.$$

这里对于推进剂及燃气流动时与燃烧室內壁产生的摩擦力忽略不計，因为它們比起压力 p 来要小得多，还不到 1%.

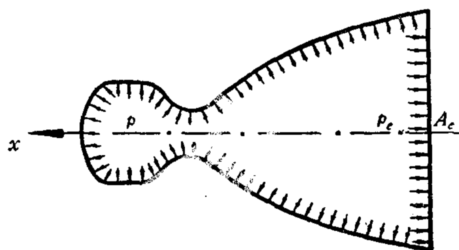


图 2.6　压力作用分布图

計算到这里，我們的內壁面还是开放的，在噴管的出口处是开着的. 为了計算噴气的动量，我們必須把推进剂和燃气包起来，加上一个噴管出口截面就封閉了. 如果在噴管出口截面上的气体压力是 p_e，那么作用在气体上的 x 方向的力是 p_eA_e. 其中 A_e 表示噴出口截面的面积（图 2.6）. 因此对于整个发动机封閉面而言，作用在推进剂及气体上的軸向合力应为

$$-\int_{\text{內壁}} p\cos dA_i + p_eA_e.$$

由牛頓第二定律（动量定律）知道，作用在气体上的力应当等于每秒鐘气体所得到的动量，即

$$-\int_{\text{內壁}} p\cos\alpha dA_i + p_eA_e = \dot{m}(-w).$$

式中：$\dot{m}$ 是每秒鐘的燃气質量流率；w 是燃气从噴口噴出的速度. 这里噴气速度取負值，是由于排气方向与选择的軸向相反. 上式移項得

$$\int_{\text{內壁}} p\cos\alpha dA_i = p_e A_e + \dot{m}w. \tag{2.1}$$

如果发动机沒有开动，那么作用在发动机內壁上的压力为外界大气靜压 p_a. 这时我們自然說推力是零. 可見推力 T 是 p 及 p_a 之差的結果，即 $(p-p_a)$ 作用在內壁上的 x 方向合力，也就是：

$$T=\int_{\text{內壁}}(p-p_a)\cos\alpha dA_i=\int_{\text{內壁}} p\cos\alpha dA_i-\int_{\text{內壁}} p_a\cos\alpha dA_i.$$

我們知道在一封閉面上作用相等的压力，則作用力是平衡的，即在任何方向上的合力为零，故得出

$$\int_{\text{內壁}} p_a\cos\alpha dA_i+(-p_a)A_e=0,$$

式中第二項 p_a 取負值是因为压在噴口截面上的大气压力向封閉面內（我們假定的是压力向外为正）. 上式移項得：

$$\int_{\text{內壁}} p_a\cos\alpha dA_i=p_a A_e; \tag{2.2}$$

所以

$$T=\int_{\text{內壁}} p\cos\alpha dA_i-p_a A_e. \tag{2.3}$$

将(2.1)式带入上式得

$$T=\dot{m}w+(p_e-p_a)A_e. \tag{2.4}$$

此式卽为所求的推力公式.

我們在以上的計算中，实际上是假設发动机中的整个过程是定常的，卽不随时間而变化. 不然动量的計算就不会那么簡单，不能光計算一个噴气动量而不計算推进剂及燃气在发动机內部流动速度随时間的变化. 而在火箭发动机中的眞实燃燒过程幷不是十分稳定的，存在着不同程度的振盪. 但是由于这些不稳定过程所带来的偏差，比起整个流出的动量确是很小，因此完全可以假定流动是定常的，直接用此推力公式来計算也还是足够准确的.

但是推力公式(2.4)也还沒有能眞正解决設計中的計算間題，它沒有把噴管的几何尺寸、燃燒室的压力、燃气的性质等与推力联系起来，从而不能用来計算发动机的尺寸. 这是因为我們沒有具体分析燃燒室以及噴管中气体运动的原故，在下一节中我們将进行具体分析和計算.

§2.5 噴气速度的計算

在第一章里巳經談到在星际航行中希望火箭的噴气速度越高越好，但如何来提

高噴气速度,要改进那些因素,这就需要从以下的計算中加以說明:

根据热力学第一定律,如果 q 是每单位質量气体所吸收的热(用机械功单位来計算);E 是单位質量的內能;p 为压力;V 为单位質量的容积,那么

$$
\begin{aligned}
dq &= dE + pdV = dE + d(pV) - Vdp \\
&= d(E + pV) - Vdp = dH - Vdp.
\end{aligned}
\tag{2.5}
$$

其中 $H = E + pV$ 称为焓. 焓也是物質热力函数之一,只要温度 T、压力 p、容积 V 三者之中的两者給定了,就決定了焓的数值. 我們利用焓这一热力函数的原因是它与流速的关系最簡单. 这我們卽将看到,为了把火箭发动机內速度的变化与焓的变化联系起来,我們就得出計算火箭噴气速度的公式. 动量定理指出:气体的質量 m 乘以速度 w 称为动量 mw,如果沒有任何力作用于气流,則根据运动第二定律动量不变. 当气体沿变截面管子流动时,气体的速度和压力都要变化,也就是說:每单位时間动量的变化等于作用力,卽压力的作用.

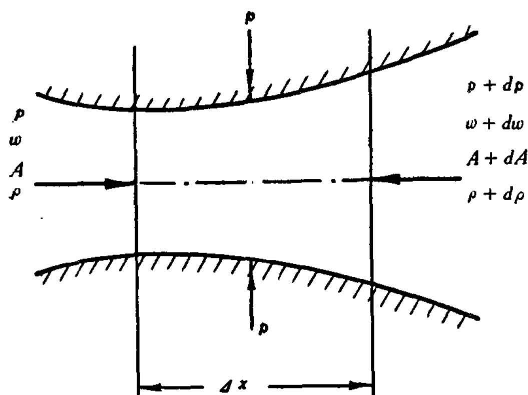


图 2.7 气流在管中的流动

我們参看图 2.7,分析一股气流在两个相距 Δx 的截面之間的流动. $\dot{m}$ 为每秒的流量;dw 是速度增量,所以 $\dot{m}[(w + dw) - w]$ 是两个截面之間的每秒鈡动量的增加. 根据牛頓第二定律,每秒鈡动量的增加必須等于作用在气体上的力的总和. 这力有几个部分:第一是左方截面的力 $p \cdot A$;第二是右方截面的力 $-(p + dp)(A + dA)$;第三是側面的力 $p \cdot dA$. 如果略去二次微量不計,那么三者之和为 $-Adp$,所以

$$
\dot{m}dw = -Adp.
$$

而 $\dot{m} = \rho Aw$,其中 ρ 是密度,卽单位容积的質量等于 $1/V$;从而

$$
\rho Awdw = -Adp,
$$

卽

$$
wdw = -\frac{1}{\rho}dp = -Vdp. \tag{2.6}
$$

把(2.6)式代入(2.5)式可得:

$$
dq = dH + wdw = d(H) + d\left(\frac{1}{2}w^2\right).
$$

由于火箭发动机的噴管內气流速度很大，气体与噴管壁接触的时間很短，在大型的发动机里約为 0.001 秒，而且大部分气体不靠近噴管壁流动，故气体传給壁的热量很少，与气体的总热量相比一般小于 2%，可以忽略．所以在火箭发动机噴管里的气体膨胀过程，可以認为是与噴管壁沒有热交换的情况下进行的，故 $dq = 0$，則

$$dH + d\left(\frac{1}{2} w_2\right) = 0,$$

所以在这种絕热流动情况下

$$\frac{1}{2} w^2 + H = \text{常数}. \tag{2.7}$$

因为在我們的計算中，一切都以单位质量为准，所以 $\frac{1}{2} w^2$ 实际上是气体的动能，那么公式(2.7)的意思是：在每一个气流的截面，其气体的动能与焓之和不变．这个公式只要流动是定常的就成立．它可以应用到理想气体，也可以应用到非理想气体．至于为什么只有在定常情况下才成立，其理由和上节中所說的一样．

如果 w_c, H_c 为燃烧室燃烧終了时的气体速度和焓；w_e, H_e 为噴管出口的速度及焓，則

$$\frac{1}{2} w_c^2 + H_c = \frac{1}{2} w_e^2 + H_e.$$

一般燃气在燃烧終了时的速度，即进入噴管时的速度 w_c，远远小于噴气的速度，所以可以認为 $w_c = 0$、因此

$$H_e + \frac{1}{2} w_e^2 = H_c,$$

所以

$$w_e = \sqrt{2(H_c - H_e)}. \tag{2.8}$$

公式(2.8)沒有作理想气体的假設，故具有一般性，对于一般的气体可以应用．

为了便于进一步計算，我們将首先对理想气体进行計算，于是作如下的假設：

(1) 燃烧生成物在整个发动机內其成分是均匀不变的．

(2) 因为燃烧温度很高(2200—3300℃)，燃气的情况远在它們临界区以外，所以性质与理想气体很相近，遵循理想气体定律，并且假設定容比热和定压比热都是常数，对这种理想气体来說

$$pV = RT, \tag{2.9}$$

那么依照公式(2.5)当 V 不变的时候，即当 $dV = 0$ 时

$$\left(\frac{\partial q}{\partial T}\right)_V = \left(\frac{dE}{dT}\right).$$

其中下标 V 是指容积不变. 而 $\left(\frac{\partial q}{\partial T}\right)_V$ 正是定容比热的定义,即在容积不变的条件下,单位质量的气体,每提高温度一度所需的热量(机械单位),所以 $\left(\frac{dE}{dT}\right) = C_V$. 而我們如果象通常那样,把內能的标定点放在絕对零度,即当 $T = 0°K$ 时,$E = 0$,那么由于假設 C_V 是常数,故

$$E = C_V T. \tag{2.10}$$

当 p 不变的时候,$dp = 0$,故公式(2.5)給出

$$\left(\frac{\partial q}{\partial T}\right)_p = \frac{dH}{dT},$$

其中下标 p 是指压力不变. 而 $\left(\frac{\partial q}{\partial T}\right)_p$ 正是定压比热的定义,即在压力不变的条件下,每单位质量气体,每提高一度温度所需的热量(机械单位),所以 $\frac{dH}{dT} = C_p$. 而由于假設 C_p 是常数

$$H = C_p T; \tag{2.11}$$

而

$$C_p - C_V = \frac{dH}{dT} - \frac{dE}{dT} = \frac{d(E + pV)}{dT} - \frac{dE}{dT},$$

即

$$C_p - C_V = \frac{d(pV)}{dT}.$$

所以依照理想气体的物态方程(2.9)得

$$C_p - C_V = R. \tag{2.12}$$

其实公式(2.12)的推导并沒有引用比热不变的假設,所以它对于变比热的理想气体也是正确的. 两个比热的比一般叫做絕热指数,

$$\frac{C_p}{C_V} = k. \tag{2.13}$$

所以引入理想气体定律后,燃气的焓等于定压比热乘以温度

$$H_e = C_p T_e,$$

$$H_c = C_p T_c.$$

公式(2.7)变成:

$$w_e = \sqrt{2C_p(T_c - T_e)} = \sqrt{2C_p T_c\left(1 - \frac{T_e}{T_c}\right)}. \tag{2.14}$$

現在的問題是：温度比 $\frac{T_e}{T_c}$ 一般不是設計所規定的，規定的是膨脹压力比 $\frac{p_e}{p_c}$. 如何把 $\frac{T_e}{T_c}$ 和 $\frac{p_e}{p_c}$ 联系起来？这就要求我們研究噴管中气体流动的过程. 但是我們以前說过：过程是可以作为絕热的. 严格說来，气体在噴管中流动，对管壁有些摩擦，摩擦把机械能变成热能，所以气体除了膨脹作功之外，还得对摩擦作功. 但另一方面又吸收摩擦所生的热，这是气体內部所生的热，不是管壁上传进来的. 但是由于摩擦力很小，这些效果在噴管的整个过程中不占重要部分，可以略去不計. 所以整个过程不但沒有外部加热，也沒有內部加热. 不計摩擦效果的理想絕热过程称为等熵过程. 这样叫的理由是因为，熵 s 的定义是 $ds = \frac{dq}{T}$, 等熵就是說在过程中熵沒有变化，$ds = \frac{dq}{T} = 0$. 对理想气体来說，如果 $dq = 0$, 那么(2.5)式可以写成

$$0 = dE + pdV = C_V dT + pdV = \frac{C_V}{R} d(RT) + pdV$$

$$= \frac{1}{k-1}(pdV + Vdp) + pdV,$$

或写作

$$0 = k\frac{dV}{V} + \frac{dp}{p}. \tag{2.15}$$

积分后即得：

$$pV^k = \text{常数}. \tag{2.16}$$

因此如果下标 1 及 2 代表等熵过程中的两点，其压力及容积分别为 p_1, V_1; p_2, V_2;那么

$$\frac{p_1}{p_2} = \left(\frac{V_2}{V_1}\right)^k. \tag{2.17}$$

如果代入物态方程(2.9)

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}. \tag{2.18}$$

于是公式(2.14)变成

$$w_e = \sqrt{2C_pT_c\left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}. \tag{2.19}$$

因为

$$C_p = kC_V = \frac{kC_V}{C_p - C_V}(C_p - C_V) = \frac{k}{k-1}R,$$

而如果 $\mathfrak{M}$ 是燃气的平均分子量，那么气体常数

$$R = \frac{\bar{R}}{\mathfrak{M}},$$

其中 $\bar{R}$ 是普适常数（为一公斤克分子任何一种气体或任何一种气体混合物的通用气体常数）. 以功的单位表示:

$$\begin{aligned}\bar{R} &= 8.314 \times 10^7 \text{ 尔格/克分子·度} \\ &= 8.31 \text{ 焦耳/克分子·度} \\ &= 848 \text{ 公斤·米/公斤克分子·度};\end{aligned}$$

以热量单位表示:

$$\bar{R} = 1.986 \text{ 大卡/公斤克分子·度}.$$

那么公式(2.19)可以写作

$$w_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1}\frac{\bar{R}}{\mathfrak{M}}T_c}\sqrt{1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}. \tag{2.20}$$

此式即为理想噴管噴出速度的計算公式.

当在眞空的条件下，即出口压力 $p_e = 0$，噴气速度达到最大值，这时气体的溫度及焓降低到零

$$T_e = T_c\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}} \to 0,$$

也就是分子不規則运动的能量全部变成气流有組織运动的动能. 噴出速度达到最大值 w_{max} 的計算公式为

$$w_{max} = \sqrt{2C_pT_c} = \sqrt{\frac{2k}{k-1}\frac{\bar{R}}{\mathfrak{M}}T_c}, \tag{2.21}$$

所以

$$w_e = w_{max}\sqrt{1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}. \tag{2.22}$$

而实际上，射流速度不可能达到最大值，因为噴管出口的压力及溫度的降低永远是有限值. 但是我們仍希望，出口压力 p_e 越小燃烧室压力 p_c 越高越好，即使比值 p_e/p_c 越小越好. 这可以从提高燃烧室压力来降低比值，但固体火箭发动机燃烧室压力有限制，压力太高，結构重量会增大，推进剂燃烧速度也会太大，所以一般在 35 到 45 个大气压. 而液体火箭发动机燃烧室的压力，受渦輪泵及結构重量的限制，一般在

40 到 70 个大气压．故一般比值 p_e/p_c 的变化范围为 $\frac{1}{10} \sim \frac{1}{60}$ 或 $\frac{1}{70}$，所以想从提高 $\sqrt{1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}$ 項的值来增加噴气速度是有限的．另外可从 $\sqrt{\frac{2k}{k-1}}$ 項来看，由于 k 值取决于气体的結构組成和温度，它随温度的上升而下降．对于单原子气体而言，具有最大的值，$k=1.67$，对双原子气体可由在低温下的 1.4 到高温下的 1.28 之間变化．多原子气体值更小，一般高温气体 $k=1.25$ 到 1.3 之間变化．因此 k 值的变化范围不大，所以 k 值的变化对噴气速度的影响也很小．要想提高噴气速度主要依賴于提高燃烧終了时的温度 T_c，和降低燃气的平均分子量，即使 $T_c/\mathfrak{M}$ 的比值提高．由于提高温度和降低分子量有时是互相矛盾的，如以液氫液氧发动机为例，当想提高燃烧温度时，可以增加氧量使其在接近于水的組分，即二个氫原子、一个氧原子的条件下燃烧，但这时因为氧的分子量大，由于氧的增加使其燃气混合物的平均分子量跟随增加了，反而不好．故受到两者的限制，只能是采取使总的效果 $T_c/\mathfrak{M}$ 之比值增加的办法来提高噴气速度．一般是取选择推进剂使其 T_c 上升，而不要使燃气的平均分子量增加．其結果使其噴射速度增加．

§2.6 噴管的形状

由于噴射速度很高，一般在噴管出口达到了超声速，而在燃烧終了时的速度一般是低于声速，即亚声速．所謂声速是指：气体中不均匀性或干扰在介質中的传播速度．不仅仅指人的耳朵能感覚到的波动如声音，而且也包括頻率已超过听覚范围以外的气体波动．其声速的数学表示式可以作如下的推导．

由于不动的气体受到冲击后，气体被压縮，波以 v 的速度从左向右传播．为了把它变成一个定常化的問題，使其不随时間而变化，故使我們跟随波一起以速度 v 移动，我們站在波上来看，对于单位面积而言可以写出：

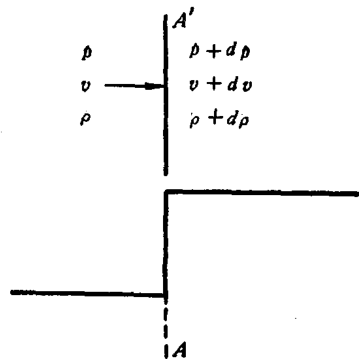


图 2.8　在气体中干扰的传播

連續方程　表示了物質不灭的关系，流进 $A'A$ 面的質量等于流出的質量（看图 2.8），沒有消失也沒有堆积

$$1 \cdot \rho v = 1 \cdot (\rho + d\rho)(dv + v),$$

略去二次微分項

$$vd\rho + \rho dv = 0.$$

动量方程 动量的变化等于压力的作用. 对于单位面积而言

$$(\rho + d\rho)(v + dv)^2 - \rho v \cdot v = [p - (p + dp)],$$

展开得:

$$v^2 d\rho + 2\rho v dv = -dp,$$

或

$$-v^2 d\rho + 2v^2 d\rho + 2\rho v dv = -dp,$$

也就是

$$-v^2 d\rho + 2v(vd\rho + \rho dv) = -dp.$$

以連續方程的結果代入則得:

$$-v^2 d\rho = -dp,$$

所以

$$v^2 = \frac{dp}{d\rho}.$$

我們所計算的速度 v,实际上就是一个小的压力变化的传播速度,即声速 a,所以

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}}. \tag{2.23}$$

因为气体在迅速地压縮和膨胀时,气体来不及热交換,所以波传播的气体压縮过程为絕热等熵过程. 那么根据(2.15)式

$$\frac{dp}{d\rho} = \frac{kp}{\rho},$$

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}} = \sqrt{\frac{kp}{\rho}};$$

根据状态方程 $p = \rho RT$, 所以

$$a = \sqrt{\frac{k\rho RT}{\rho}} = \sqrt{kRT} = \sqrt{k\frac{\bar{R}}{M} \cdot T}. \tag{2.24}$$

公式(2.24)与实驗很符合,說明了气体中的声速与压力和密度的絕对值无关,而与它們的比値有关,即与温度有关.

但是如何能够使燃烧終了的燃气速度达到声速,甚至超过声速呢? 这里应用了几何噴管,即拉瓦尔噴管,可以使亚声速气流变成超声速气流. 其作用原理分析如下:这里同样假設为理想气体,同时是穩定的一維气体流动,即空間每一点的气体参数如速度、压力、温度、密度,不随时間而变. 速度为一常数等于軸心的速度,忽略了

变截面而产生的向軸心和离軸心的径向流动．因此流量方程为

$$\rho w A = 常数. \tag{2.25}$$

取对数

$$\ln(\rho w A) = \ln(常数);$$

即

$$\ln\rho + \ln w + \ln A = \ln(常数).$$

微分得：

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dw}{w} + \frac{dA}{A} = 0.$$

重新排列后得：

$$\frac{dA}{A} = -\frac{dw}{w} - \frac{d\rho}{\rho} = -\frac{dw}{w} - \frac{d\rho}{dp}\cdot\frac{dp}{\rho}.$$

因为

$$wdw = -\frac{dp}{\rho},$$

而馬赫数为

$$M = \frac{w}{a},$$

所以

$$\frac{dA}{A} = -\frac{dw}{w} + \frac{d\rho}{dp} wdw = -\frac{dw}{w} + \frac{d\rho}{dp} w^2 \frac{dw}{w}$$

$$= -\frac{dw}{w}\left(1 - \frac{d\rho}{dp} w^2\right) = -\frac{dw}{w}\left(1 - \frac{w^2}{a^2}\right);$$

故

$$\frac{dA}{A} = \frac{dw}{w}(M^2 - 1). \tag{2.26}$$

从方程(2.26)可以看出，拉瓦尔噴管完全是由于截面的变化而引起的速度变化，沒有热量变化，与外界也沒有热及机械功的交换，也沒有摩擦的存在，故叫做几何噴管．

当气流加速时：$\frac{dw}{w} > 0$，管截面按照公式(2.26)的变化为

$w < a$，　则 $\frac{dA}{A} < 0$（收縮）即对亚声速气流一般縮小截面就可提高速度；

$w = a$，　则 $\frac{dA}{A} = 0$ 喉部截面；

$w > a$，　则 $\frac{dA}{A} > 0$（扩散）即对超声速的气流，要想增加速度必须扩大截面．

应該注意到：在喉部截面附近，气流对管横截面的变化是十分敏感的，例如由 $M=0.9$ 变到 $M=1$ 产生 10% 的速度变化，而截面积的变化則为 1%；但从 $M=0.95$ 到 $M=1$ 則截面积只要变 0.25%．所以，由于这个原因要在直管里保持相当长的一段临界状态是极难的．必須要收縮与扩张两部分来組成．而在噴管最窄处的气体速度恰等于声速卽 $M=1$．

由以上分析看来，我們在超声速噴管中要达到最大的速度就要求气体完全膨胀到 $\rho_e=0$．这时依照公式(2.25)噴管出口截面积会无限的增加，也就增加了噴管的尺寸及重量．因此，最大速度 w_{max} 是不可能达到的，不能够单純的追求最大速度，必須与发动机噴管的合理尺寸及重量联系起来考虑．而火箭发动机噴管的几何尺寸，取决于喉部截面和出口截面之面积比，因此我們要对膨胀比进行計算．

設：p_e，w_e，A_e 分別为噴管出口处的压力、速度、面积；ρ^*，A^*，w^* 分別为噴管喉部截面的密度、面积、速度；p_c，T_c，ρ_c 分別为燃燒室的压力、温度、密度．

質量守恆方程卽公式(2.25)得到

$$\rho^* w^* A^* = A_e w_e \rho_e,$$

$$\frac{A_e}{A^*}=\left(\frac{\rho^*}{\rho_e}\right)\left(\frac{w^*}{w_e}\right);$$

而根据公式(2.22)

$$w^* = w_{max}\sqrt{1-\left(\frac{p^*}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}},$$

$$w_e = w_{max}\sqrt{1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}};$$

所以

$$\frac{A_e}{A^*}=\left(\frac{p^*}{p_e}\right)^{\frac{1}{k}}\left(\frac{1-\left(\frac{p^*}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}{1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}\right)^{\frac{1}{2}}=\left(\frac{p^*}{p_c}\cdot\frac{p_c}{p_e}\right)^{\frac{1}{k}}\left(\frac{1-\left(\frac{p^*}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}{1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}\right)^{\frac{1}{2}}.$$

如果我們認为燃燒室的压力是相应于 $w_c=0$ 时的压力，又是理想气体，那么燃燒室出口与喉部截面处的能量恆守方程可写成

$$H_c = H^* + \frac{1}{2}w^{*2},$$

$$C_p T_c = C_p T^* + \frac{1}{2}w^{*2};$$

喉部截面的速度等于声速 $w^{*2}=a^{*2}=k\dfrac{p^*}{\rho^*}$，所以

$$C_pT_c=C_pT^*+\frac{k}{2}\frac{p^*}{\rho^*}.$$

用 C_pT_c 除以上方程得

$$1=\frac{T^*}{T_c}+\frac{k}{2}\frac{p^*}{\rho^*}\frac{1}{C_pT_c},$$

即

$$1=\frac{T^*}{T_c}+\frac{k}{2}\left(\frac{p^*}{p_c}\cdot\frac{\rho_c}{\rho^*}\right)\frac{p_c}{\rho_c}\frac{1}{Cp}\cdot\frac{\rho_cR}{p_c},$$

$$1=\frac{T^*}{T_c}+\frac{k}{2}\left(\frac{p^*}{p_c}\cdot\frac{\rho_c}{\rho^*}\right)\frac{k-1}{k},$$

$$1=\left(\frac{p^*}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}+\frac{k-1}{2}\left[\frac{p^*}{p_c}\cdot\left(\frac{p_c}{p^*}\right)^{\frac{1}{k}}\right]=\left(\frac{p^*}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}+\frac{k-1}{2}\left(\frac{p^*}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}$$

$$=\left(\frac{p^*}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\left\{1+\frac{k-1}{2}\right\}=\left(\frac{p^*}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\left(\frac{k+1}{2}\right),$$

所以

$$\left(\frac{p^*}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}=\frac{2}{k+1};\tag{2.27}$$

$$\left(\frac{p^*}{p_c}\right)^{\frac{1}{k}}=\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}.\tag{2.28}$$

把以上两个結果代入面积比的公式則得

$$\frac{A_e}{A^*}=\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{\frac{1}{k}}\left\{\frac{1-\dfrac{2}{k+1}}{1-\left(\dfrac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}\right\}^{\frac{1}{2}},$$

或簡化成

$$\frac{A_e}{A^*}=\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}\cdot\sqrt{\frac{k-1}{k+1}}\cdot\frac{\left(\dfrac{p_c}{p_e}\right)^{\frac{1}{k}}}{\sqrt{1-\left(\dfrac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}}.\tag{2.29}$$

公式 (2.29) 对于一个不变的絕热指数 k 而言，$\dfrac{p_c}{p_e}$ 仅与面积比有关．公式也可以用来計算任意一截面 A_x 上的气体参数．用 A_x 替換 A_e，p_x 替換 p_e，由 $\dfrac{A_x}{A^*}$ 求出 $\dfrac{p_x}{p^*}$，再由絕热方程用 $\dfrac{p_x}{p^*}$ 求出其他的参数．此公式也可以应用在噴管的亚声速和超声速部分，

因此我們可以用公式(2.29)来确定噴管全长上气流参数的变化. 如果在一定的燃烧室条件下,噴管喉部的尺寸不变,外界压力也不变,根据詳細計算的結果,最大的推力是发生在 $p_e = p_a$(p_a 为周围大气的压力)时,其面积比即膨胀比为

$$\frac{A_e}{A^*} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \frac{\left(\frac{p_c}{p_a}\right)^{\frac{1}{k}}}{\sqrt{1-\left(\frac{p_a}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}}. \tag{2.30}$$

§2.7 推 力 系 数

上一节的計算明确了发动机的一个重要的相对尺寸膨胀比，但是还沒有能給出計算絕对尺寸的公式. 給出这样的公式就是本节的目的. 这个公式就是推力系数 C_T 的公式,其定义为

$$C_T = \frac{T}{p_c A^*}. \tag{2.31}$$

它的用处是：在知道了推力的要求之后，決定了燃烧室压力 p_c，就能用 C_T 倒算噴管喉部的尺寸,燃烧室和整个噴管的尺寸也就依此而定.

由公式(2.4),我們得到:

$$T = \rho_e A_e w_e^2 + A_e(p_e - p_a);$$

因此

$$\begin{aligned} C_T &= \frac{T}{p_c A^*} = \frac{\rho_e A_e w_e^2}{p_c A^*} + \frac{p_e - p_a}{p_c} \cdot \frac{A_e}{A^*} \\ &= \frac{A_e}{A^*}\left\{\frac{\rho_e}{p_c} \cdot 2C_p T_c\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] + \frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c}\right\} \\ &= \frac{A_e}{A^*}\left\{\frac{\rho_e}{p_c} \cdot \frac{2kR}{k-1} \cdot \frac{p_c}{\rho_c \cdot R}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] + \frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c}\right\} \\ &= \frac{A_e}{A^*}\left\{\frac{2k}{k-1}\frac{\rho_e}{\rho_c}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] + \frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c}\right\} \\ &= \frac{A_e}{A^*}\left\{\frac{2k}{k-1}\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{-\frac{1}{k}}\left[1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] + \frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c}\right\}. \end{aligned}$$

公式(2.29)代入上式得:

$$C_T = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}\sqrt{\frac{k-1}{k+1}}\left\{\frac{2k}{k-1}\sqrt{1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}} + \frac{\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{\frac{1}{k}}}{\sqrt{1-\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}}\left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c}\right)\right\},$$

或

$$C_T = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \left\{ \frac{2k}{k-1} \sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}} + \frac{\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}} \left(1 - \frac{p_a}{p_e}\right)}{\sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}} \right\}. \quad (2.32)$$

公式(2.32)是在理想气体及噴管中无热交換卽等熵情况下，所得的推力系数的理論計算公式. 图 2.9 及图 2.10 給出了推力系数在一定的絕热指数下，不同的面积比、压力比的情况下变化的理論計算結果. 我們看到推力系数 C_T 一般是介于 1 与 2 之間的数值，也就是說，推力要比燃燒室压力 p_c 与噴管喉部截面之乘积大些，但不会大太多. 这是一个值得記住的重要关系.

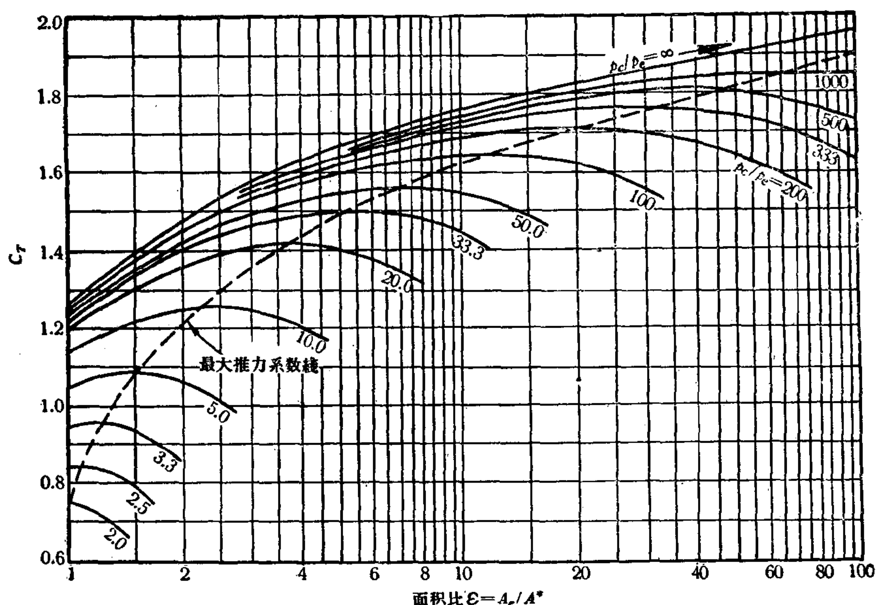


图 2.9 推力系数 C_T 与面积比 ε 的关系曲綫($k=1.20$)

从图 2.9 及图 2.10 可看出，在固定的压力比 p_c/p_e 时，有一个最好的膨胀比，卽推力系数为最大的那一个点. 当气体出口压力 $p_e > p_a$(外界大气压力)时，产生膨胀不足的情况，卽出口截面积 A_e 还不够大，噴出后仍繼續膨胀. 当 $p_e < p_a$ 时，卽噴管出口压力低于周围的大气压力，产生过膨胀. 在发动机的流量一定的情况下，选择推力系数 C_T 最大卽 $p_e = p_a$ 时的膨胀比，得到一个最大的有效噴气速度.

当过膨胀太大时，气流和噴管壁发生分离，噴管中未被气体充滿，噴管尾端就有一部分未被利用. 情况和我們在上段計算所假設的不一样，实际推力系数并不是那

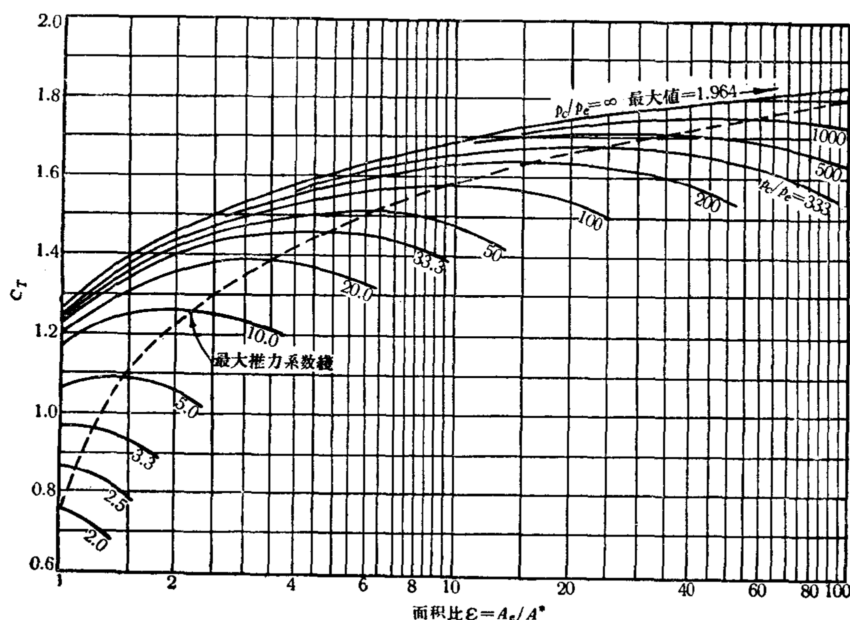


图 2.10　推力系数 C_T 与面积比 ε 的关系曲綫($k=1.30$)

么小，但总比 $p_e=p_a$ 的情况要小．因此运載火箭的噴管一般設計的条件是：在地面时使 $p_e<p_a$，在高空时 p_a 降低，使 $p_e>p_a$．不是光适应高空情况，而是使噴管在地面时发生气流分离，在高空时产生膨胀不足，这样做也可以使噴管短小些，节省一些重量．当推力系数 C_T 定了之后，我們就可以从設計所需要的推力及选定的燃烧室压力 p_c 来确定噴管喉部的尺寸．

§2.8　比　　冲

比冲 I_s 是火箭发动机最重要的性能参量之一，也叫比推力．它相当于火箭发动机每秒消耗一公斤推进剂(包括燃料和氧化剂)所发出的推力 T，如果 G(公斤/秒)为发动机推进剂的重量流量；c(米/秒)为有效噴气速度，是把速度推力和静压力推力在計算上統一起来的一个相当速度，那么

$$I_s=\frac{T}{G}=\frac{\text{推力(公斤)}}{\text{推进剂的消耗量(公斤/秒)}}=\frac{\dot{m}c}{\dot{m}g}=\frac{c}{g}\text{(秒)}. \tag{2.33}$$

按照公式(2.4)

$$T=\dot{m}w_e+A_e(p_e-p_a);$$

所以

$$I_s=\frac{G}{Gg}w_e+\frac{A_e}{G}(p_e-p_a);$$

也就是

$$I_s = \frac{w_e}{g} + \frac{A_e}{G}(p_e - p_a), \tag{2.34}$$

当

$$p_e = p_a, \quad I_s = \frac{w_e}{g}. \tag{2.35}$$

从公式(2.33)看到为获得一定推力，当比冲越大时，則所需要消耗的推进剂就越少，故比冲越大越好. 比冲在很大程度上取决于推进剂的种类，而对于每一种推进剂来說，它又取决于燃燒室內工作过程組織的質量. 因比冲大致与噴气速度成正比，所以通常可以用噴气速度的大小来說明一发动机和推进剂的优劣. 液体发动机的有效噴气速度一般为 2200—2700 米/秒，比冲 I_s = 220 到 270 秒；固体发动机的有效噴气速度沒有液体发动机那么高，一般在 2400 米/秒以下，比冲 I_s 約为 240 秒.

以上計算为燃燒室比冲，而发动机比冲应把輸送推进剂所消耗的能量或者推进剂加进去，如渦輪泵的小燃燒室消耗 2—3% 推进剂使总的比冲降低 2—3%.

§2.9 更准确的計算

从整个計算来看，都是在理想条件下进行的. 卽假設沒有热交換沒有摩擦存在的等熵过程，燃气遵循着理想气体定律，定压比热 C_p 是一个不变的数值. 而实际上 C_p 是一个变数；因燃气在噴管里膨胀时压力降很大，从几十倍到几百倍，与此同时燃气的溫度也跟随下降，故認为 C_p 不变是不对的，必須用变比热的方法具体計算 C_p 的变化. 另一方面因压力和溫度的变化，噴管內的化学平衡也跟随变化，所以燃气成分也变化了. 自然的趋势是傾向于平衡，但要看在当时的溫度和压力下傾向于平衡的速度大小. 由于噴气速度很大，变化的时間很短，是否能达到平衡由具体情况而定. 一般是取两个极端情况进行計算；一个是冻結法，卽是認为在噴管里成分不变来計算. 另一个是平衡法，卽在每一个截面在当时的溫度和压力下，反应都是处于平衡状态. 这套計算虽复杂但已較成熟，用电子計算机已可以解决. 图 2.11 及图 2.12 是假設 $p_a \cong 0$ 用液氧煤油发动机所作的計算結果. 我們看出有一个最佳的混合比，卽氧化剂重量与燃料重量之比，在那儿比冲最大. 但另一方面比冲与混合比的关系也并不是一个急剧变化的关系，在最佳混合比附近，卽使混合比有些偏差对比冲的影响也不大.

实际过程是在两种情况之間，那么是不是就可以認为实际的比冲或推力系数就眞是介乎理論計算的冻結流与平衡流之間呢？这里我們必須看到在以前各节的理論

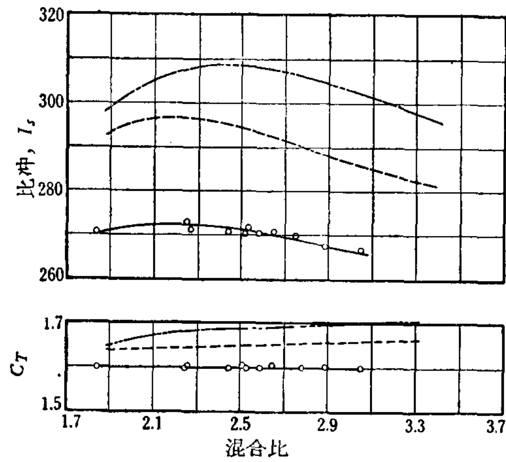


图 2.11 当 $A_e/A_t = 5.49$；$p_c = 42.2$ 大气压；$p_a = 0$ 时用 JP-4 煤油及液氧为推进剂的火箭发动机的实验及理論性能

—·—·—平衡流計算值；－－－－冻結流計算值；——实驗值.

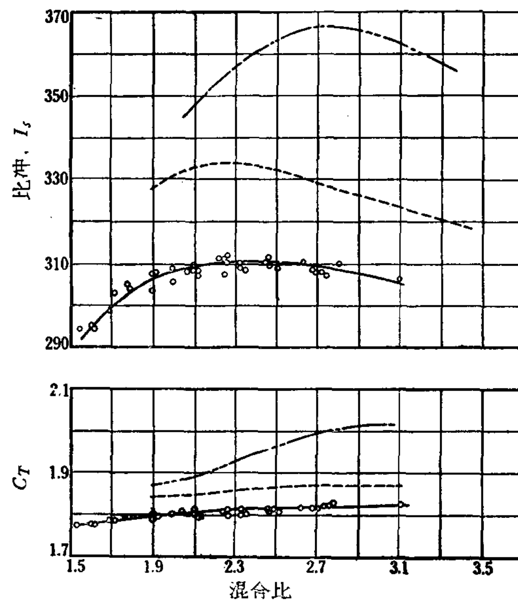


图 2.12 当 $A_e/A_t = 48.39$；$p_c = 42.2$ 大气压；$p_a = 0$ 时用 JP-4 煤油及液氧为推进剂的火箭发动机的实验及理論性能

—·—·—平衡流計算值；－－－－冻結流計算值；——实驗值.

計算中，我們引入了各种簡化假設，以上所說的改进并沒有把所有这些缺点都改正，而其中由于气流与噴管摩擦及冷却噴管所引起的效果是主要的. 結果是冻結流及平衡流之平均值还比实驗結果大些；一般实驗比冲是理論比冲的平均数值的 92% 至

95%，而实驗的推力系数为理論推力系数平均值的95%至97%．这还沒有把涡輪泵所耗費的工質計算在內，如果計算在內，将再把比冲降低2—3%，则全发动机的实际比冲一般为理論平均值的90—93%．只要知道这些差别，用电子計算机算出来的冻結流和平衡流数据，仍然是选择各种推进剂和預測新发动机設計性能的重要根据．

我們在这里也必須說：我們在上面所說的噴气速度或比冲的理論計算，与有些书（特别是旧的火箭技术书）中的理論計算是毫无相同之处的．那些不正确的計算中，沒有考虑燃燒的化学平衡，也沒有考虑噴管的絕热膨胀过程，而只是把在测定热值的仪器中燃料在标准条件下所产生的热作为推进剂的能量，算出每单位質量推进剂的能量；又說这能量全部轉化为动能，而用动能公式去求噴气速度．这种理論噴气速度和由此而計算出来的比冲比較，我們所說的正确計算要高得多，一般多出40—50%，是完全不可靠的．如果在热力学数据不足的条件下，要想对一种新的推进剂組合作一个初步估算，那也必須把在测定热值的仪器中量出每单位質量推进剂的热量乘上1/2，即假設只有一半的热能变成动能，从这来計算噴气速度及比冲．但即使这样作也是很不准确的，只是一个估算．

第三章　火箭发动机的技术实現

§ 3.1 液体推进剂的性能

推进剂是火箭发动机的能源及工質，它由燃料和氧化剂組成．液体推进剂是指所用的燃料和氧化剂为液体，固体推进剂是指所用的燃料和氧化剂为固体．

液体推进剂一般有单元推进剂和双元推进剂．而三元推进剂的使用还未成功．单元推进剂是指本身含有燃料和氧化剂；它可以是几种化合物的混合物（如 H_2O_2 与 C_2H_5OH 混合），也可以是一种化合物（如硝基甲烷）．其特征在平常条件下是稳定的，在加热和加压时便分解产生热的气体．因为只有一个組分，所以輸送系統較簡单．但是单元推进剂也可以看作是一种液体炸药，总有些不稳定，比較危险，而且比冲較小，所以不常用．另外是双元推进剂，指燃料和氧化剂在噴入燃燒室前不混合，是目前使用最成功的推进剂．它又分自燃和非自燃两类推进剂．用双元推进剂时要考虑如何选定混合比，使其具有最大的比冲量．

推进剂的性能与液体火箭发动机的性能及結构有密切的关系，应选择良好的推进剂，使火箭在最小的重量时，能达到規定的飞行高度和射程；同时还应該保証火箭在不同条件下工作的可靠性．在下面我們将列举一些液体火箭发动机推进剂在一定条件的理論計算值（各种推进剂的物理化学性质可参看表 3.14 及表 3.15）．

其理論計算的条件是：(1) 燃燒室压力 $p_c = 70.308$ 大气压；(2) 噴管出口的压力等于大气压 $p_e = 1.0335$ 大气压；(3) 燃燒在最佳混合比下进行．混合比是指氧化剂与燃料的重量比，即与单位重量燃料混合的氧化剂的重量．所謂最佳混合比是指：理論上能得到最大比冲时的混合比．最高比冲取决于燃燒室温度和燃气平均分子量的比值的最大值．有时宁愿稍降低一些燃气温度，而仍傾向于減少燃气平均分子量，来提高比冲．

表 3.1 給出的是推进剂的理論計算性能．表上所写出比冲乘密度項的意义如下：

$$比冲 \times 密度 = \frac{公斤}{公斤/秒} \cdot 公斤/升 = \frac{公斤}{升/秒}$$

可称为体积比冲，它表示了比冲与推进剂貯箱的尺寸的关系．如果单从高比冲出发不与推进剂的密度綜合考虑，有时就可能出現虽然推进剂的比冲高，但因密度很低，

表 3.1　可貯存的液体推进剂的理論(平衡流)計算性能

氧化剂	燃料	比冲*(秒)	氧化剂与燃料的重量比	密度(克/厘米^3)	密度比冲(公斤/升/秒)
N_2O_4	肼	291	1.35	1.21	354
	甲肼	288	2.17	1.19	343
	偏二甲肼	286	2.59	1.17	335
	偏二甲肼及二乙三胺混合物**	282	2.74	1.21	341
	二乙三胺	278	2.85	1.27	352
	B_5H_9	296	2.95	1.08	318
紅发烟硝酸	肼	278	1.52	1.28	357
	偏二甲肼	272	3.15	1.27	345
	偏二甲肼及二乙三胺混合物**	268	3.26	1.31	351
最大密度的发烟硝酸	甲肼	280	2.40	1.30	364
	偏二甲肼	278	2.93	1.28	355
	偏二甲肼及二乙三胺混合物**	275	2.98	1.32	364
	二乙三胺	270	3.14	1.39	376
	B_5H_9	294	2.80	1.14	336
混合氮氧化物,含15%NO 及 85% N_2O_4	甲肼	290	2.20	1.18	341
	偏二甲肼	288	2.64	1.16	332
	偏二甲肼及二乙三胺混合物**	286	2.90	1.20	342
	B_5H_9	302	3.06	1.07	322
H_2O_2,98%	肼	285	2.00	1.25	356
	B_5H_9	312	2.00	0.996	311
	烴代硼烷	294	1.85	1.13	331
	甲肼	290	2.20	1.18	341
	偏二甲肼	288	2.64	1.16	332
ClF_3	肼	292	2.79	1.49	436
	甲肼	283	2.96	1.43	404
	偏二甲肼	279	2.97	1.37	382
	偏二甲肼及二乙三胺混合物**	275	2.95	1.41	388
	二乙三胺	267	2.93	1.47	393
	B_5H_9	288	7.1	1.47	423
$ClF_3 + ClO_3F$ 70/30	甲肼	289	3.28	1.38	398
$ClF_3 + ClO_3F$ 65/35	偏二甲肼	288	3.70	1.34	386
BrF_5	肼	244	3.35	1.86	455
	甲肼	235	3.60	1.77	415
	偏二甲肼	231	3.68	1.70	392
	二乙三胺	220	3.68	1.84	404
	B_5H_9	246	11.45	1.99	489
N_2H_4	B_5H_9	329	1.27	0.789	260

* 燃烧室压力 $p_c = 70.308$ 大气压;排气压力 $p_e = p_a = 1.0335$ 大气压.

** 这是含 60% 的偏二甲肼和 40% 二乙三胺的混合物,是美国在发射“探险者”时用来代替酒精的燃料.

使推进剂的貯箱很大，增加了火箭的重量，其最終的綜合效果不会很好. 所以体积比冲是一个設計的参考値. 也就是要求把比冲和密度一起考虑来选择推进剂.

从表 3.1 我們可以看到，所列出的都是适应于貯存的理想推进剂. 都分别具有比冲高、体积密度大、适于应用各种材料、燃烧稳定、自燃(一些用 H_2O_2 的推进剂組合除外)、液态温度范围寬、粘度低、具有化学稳定性、传热性較好、蒸汽压低、具有热稳定性的特征等. 另外几个突出点是：从比冲来看一般的推进剂組合都在 270—280 秒左右，而硼烷 B_5H_9 不論在那一种氧化剂里燃烧其比冲都是最高的，甚至超过 300 秒. 还可看到氟化溴 BrF_5 与燃料組合的比冲較低，但是它的密度尤其是体积比冲是最高. 表中最后一組推进剂与一般的推进剂不同，它是以肼 N_2H_4 作为氧化剂，而燃料是硼烷 B_5H_9；它們組合燃烧是形成氮化硼和氫. 氫降低了燃气的平均分子量，使其比冲很高. 这是用氮作氧化元素的一种新型推进剂.

表 3.2 用液化气为氧化剂的液体推进剂的計算性能

氧化剂	燃料	比冲* (秒)		燃烧温度** (°K)
		冻結流	平衡流	
O_2	RP-1 煤油	286	300	3,672
	NH_3	285	294	3,089
	偏二甲肼	295	310	3,574
	N_2H_4	301	313	3,400
	乙醇，92.5%	274	287	3,389
	H_2	388	391	2,997
	二乙三胺	289	295	3,350
F_2	N_2H_4	334	363	
	NH_3	330	357	4,542
	H_2	398	410	3,869
	Li (估計)	352	382	5,500
	二乙三胺	322	330	3,500
四氟化肼 N_2F_4	N_2H_4	311	332	4,431
	H_2	326	357	—
	NH_3	306	325	—
	偏二甲肼	286	316	—
	JP-4	277	297	—

* 燃烧室压力 $p_c = 70.308$ 大气压，排气压力 $p_e = p_a = 1.0335$ 大气压.

** 相应于平衡流比冲的燃烧温度.

表 3.2 是另一类推进剂的理論計算性能. 它們都用液化气体作氧化剂，因为它們的临界温度都低于室温，所以不能长期貯放在沒有特殊隔热措施的貯箱中. 也就

是不能貯放在运載火箭內，必須在发射时临时加注．其实不但是临时加注，而且当火箭在发射台上加注液氧后直到发动机点火前一瞬間，还必須不断地添补，以抵消在推进剂箱中的揮发损耗，这就給发射过程带来了一些困难．但是这类推进剂的比冲一般比在表 3.1 中所列出的一类推进剂要高，所以低温氧化剂的推进剂是星际航行运載火箭的主要推进剂．

§3.2 液体推进剂的选择

选择推进剂对于火箭发动机的設計及工作性能有很密切的关系．从工程技术上面看，选择推进剂要考虑很多方面的因素．但是在星际航行里，对于最低几級的运載火箭而言，选择推进剂最主要的指标是推进剂在发动机燃燒室中燃燒时要具有最大的比冲；而其他的因素是次要的．但其他的因素是仍然存在甚至在一定时期起决定性的作用，然而总是去努力解决其他次要的因素，以求最終能取得最大的比冲．这里的道理可以从齐奥尔科夫斯基公式看出：比冲增加也卽是增加了噴气速度，在一定最終速度的要求下可以降低質量比 $M_{(1)}/M_{(2)}$，卽降低了运載火箭的起飞重量，这是非常有利的．但是高比冲并非是唯一考虑的因素，因此除了主要指标以外，还应該考虑下列几点：

腐蝕性要小甚至沒有腐蝕性　如果选择了具有腐蝕性的推进剂，一則是使其必須选择質量高、价貴而重的不銹鋼材料，因而增加了发动机的成本、重量和制造上的困难，同时由于腐蝕性的存在而使发动机工作不稳定．例如：管路、閥門和离心泵的軸承如果被腐蝕，会使供应調节系統失灵，这就破坏了发动机的正常工作．又如：当噴嘴的噴孔被腐蝕后，使其噴孔变形，尺寸变化，改变了推进剂的流量和混合比，不能保証发动机正常安全的运行．所以要求腐蝕性愈小愈好，沒有腐蝕性更好．如果腐蝕性所带来的問題不能解决，那怕是比冲再高的推进剂也无法使用．如液氟 F_2 是一个氧化性強、燃燒比冲高的良好氧化剂，但是因为它的腐蝕性很大，目前还沒有完全解决抗氟的腐蝕性的問題，所以还不能在实际上使用．

沒有毒性和极小毒性　如果在液体火箭发动机中，使用对人有毒的推进剂时，就使这种液体火箭发动机的使用很困难．如液氟，从劳动保护的角度来看，空气中最大允許的含量为二百万分之一，多了就中毒．另外过氯酸酰氟 ClO_3F 在空气中允許的濃度为百万分之三到百万分之四十．五硼烷 B_5H_9 也有毒，在空气中的允許濃度百万分之几的范围内．偏二甲肼 $(CH_3)_2N \cdot NH_2$ 也有毒．由于不能保証絕对不出任何事故，而在大推力的发动机試驗里，如果一出事故就是上吨的推进剂流出；当它具有

強烈的毒性时，所产生的后果是极其严重的，甚至会发生人身事故．所以，在使用有毒的推进剂时，一定要有了严密的安全保护措施后才能使用．而且在使用时必須严格遵守各种安全技术規程来进行工作．当然毒性不是絕对不能解决的問題，但是在沒有完善的防护、急救及治疗措施之前，是不能大量使用的．

要有現实性 新的推进剂的使用，必須在使用前要充分的掌握它的各种性能，熟悉它的使用条件．如对一定的推进剂要用什么型式的噴嘴最好，它的貯存及运輸情况如何等等性能都需要有一定时間来熟悉，不断积累一整套实践經驗．对于一个設計工程师来說，只有这样他才能够使用它来进行設計．

推进剂的生产能力及生产成本問題 实际上是推进剂的資源是否丰富，以及推进剂的生产工艺过程是否經济合理的問題．如果各种性能都很好，而来源不丰富，又不能大量生产，其生产成本又高，这样的情况，再好性能的推进剂也不能大量使用．例如：五硼烷 B_5H_9 就是这个原因沒有被利用．因为火箭发动机的推进剂消耗是大量的，所以必須考虑产量和成本問題．

总的說来，对推进剂的要求主要指标是具有高的比冲量，但在一定情况下还应考虑其他的因素；如从使用观点出发，应要求无腐蝕、无毒、物理性質稳定、冰点低（即能适应在寒冷条件下的飞行）、比重大、蒸汽压低等等要求．如从簡化发动机的結构以及使发动机工作可靠的角度出发，还提出要实现可靠的散热，要求推进剂的比热大，或者是推进剂其中之任一組元的比热要大，冷却效果好．粘度要小，使輸送系統的阻力小．从燃烧起动来看，燃烧速度要快，点火时間要短，燃烧时不发生有害的振动等等．这些要求在具体使用时，在得到高比冲的情况下，綜合平衡其他的因素来选定发动机的推进剂．

目前使用最多的燃料有四种：乙醇（酒精）、煤油、胺基有机化合物和液氫．其中液氫是不适于貯存，准备时要不断地加注的一类型燃料．从实用的观点来看，液氧及煤油組合推进剂应用較广；因为液氧及煤油的来源較广、生产量大、成本低、无毒而比冲也較高．但是对于大推力的发动机而言，傾向于使用液氫及液氧組合推进剂．因为液氧是含有 100% 的氧化元素，氧化力強．故在近代氧化剂中，由氧組合的推进剂热值最高．所以液氫及液氧組合推进剂的燃烧性能很好，比冲高而燃烧室溫度不高，这是因为燃气的平均分子量小的原故．同时氫和氧无毒性、无腐蝕性，而来源較广．氧可以由分离空气而得，氫是化工生产的大量中間产品（如合成氨），由液化后就可得液氫．这些生产过程及經驗都是比較成熟的．所以应用液氫及液氧組合推进剂愈来愈显得重要了．缺点是氫的比重小，它所需的貯箱尺寸要大，使其重量增加了．另一

方面液氫的温度很低(沸点是 − 252.7℃)，給选择貯箱材料带来了困难．所以使用液氫、液氧組合的推进剂必須要解决超低温技术的問題．但这是可以解决的．

表 3.1 列出的其他推进剂的組合，其使用的可能性还是很大的．当在推力不大，而且要求在高空点火的发动机上，即可在第二級或第三級使用．因为表 3.1 所列出的除了 H_2O_2 之外，其他都是能自燃的推进剂組合，即不需要点火設备能自行燃燒．这种推进剂尤其是在高空更加显示出它的优越性．如美国的第一級火箭发动机"雷神"是使用液氧及煤油，"宇宙神"也是使用液氧及煤油．而第二級是使用的紅发烟硝酸組合的自燃推进剂．

§ 3.3 几种液体火箭发动机

为了对液体火箭发动机的結构及其工作性能有具体的了解和概念，因此在这里我們举出下面几种液体火箭发动机为例子．

(1) V-2 液体火箭发动机

V-2 液体火箭发动机的工作性能参数参看表 3.3，其燃燒室結构見图 3.1．它的动力装置是比較典型的，是早期使用液氧及酒精組合推进剂和具有大推力的液体火箭发动机．采用了球形燃燒室(見图 3.1)；球形燃燒室的优点是在相同的燃燒室表面积下，可以有較大的燃燒室容积，并且重量輕而強度高．燃燒室壁由薄鋼板焊接而成

表 3.3　V-2 火箭的发动机性能

項目	数值
地面推力	27.2 吨
地面比冲	218 秒
燃燒室重	550 公斤
渦輪泵系統重	450 公斤
渦　輪：每分鈡轉数	5,000 轉
在 5000 轉/分时的功率	675 馬力
工作压力	21 大气压
背压	1.1 大气压
蒸汽流量	1.68 公斤/秒
平均工作时間	70 秒
总的可能工作时間	100 秒
液氧泵：在 5000 轉/分时的排量	75 公斤/秒
功率	320 馬力
出口压力	24 大气压
酒精泵：在 5000 轉/分时的排量	50 公斤/秒
功率	355 馬力
出口压力	25 大气压

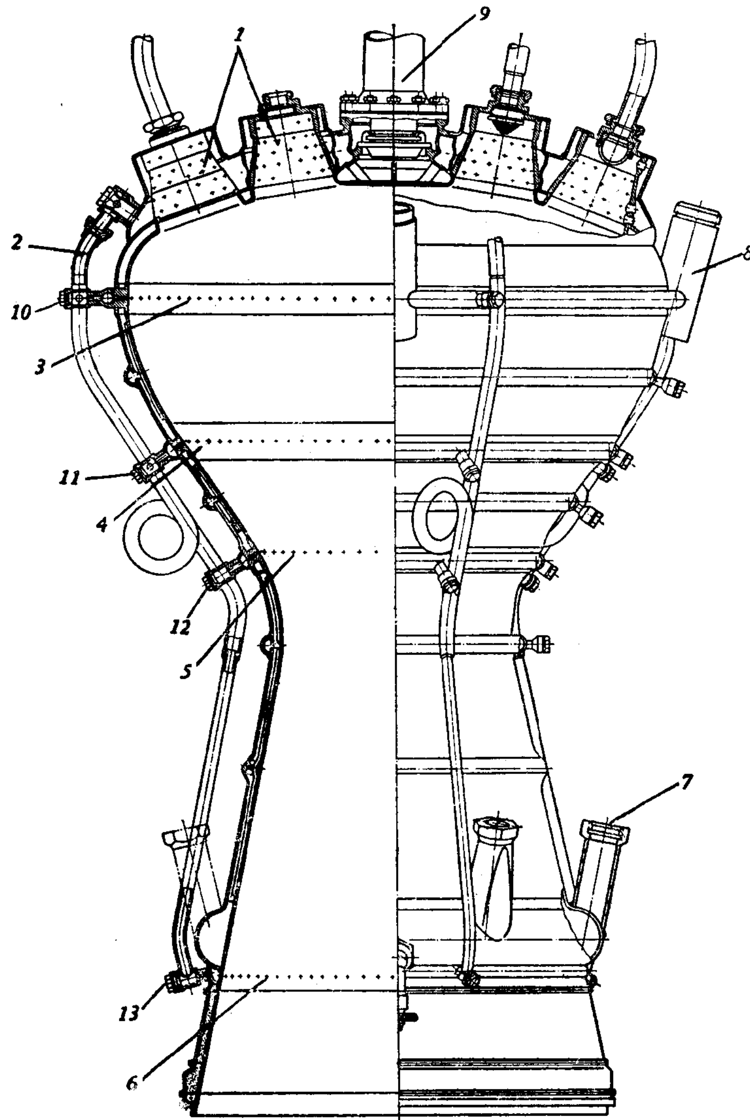


图3.1 V-2火箭发动机燃烧室結构

1——前室； 2——导管； 3,4,5,6——外冷却噴油孔；
7——酒精入口； 8——将推力传給弹体的承力接头；
9——液氧主活門； 10, 11, 12, 13——补助冷却带.

球形．由于鋼的传热性不好，故燃烧室同时采用了內冷却和外冷却．內冷却是酒精由噴管下部短管7进入冷却夹套，将燃烧室內部的热量带走，然后經燃料閥9的下腔进入噴嘴．外冷却是采用了薄膜冷却的方法．所謂薄膜冷却是将少量的燃料、氧化剂或惰性液体（V-2是用酒精），从上腔流入輸送管道經过10、11、12、13用低速噴

入；在燃燒室內壁上形成一层薄膜，使內壁与燃燒室內高溫区域隔絕，并通过酒精的蒸发吸收热量，使燃燒室內壁的溫度降低到酒精的沸点以下．外冷却的孔共五排，其中第二排孔 4，因在起动时氧化剂易进入，故在起动前用紙貼上，或者用易熔金属填塞住，以避免氧化剂进入后与酒精接触，而在冷却夹套里燃燒．这只要求保持 1—2 秒的时間，使其氧化剂不进入就行了．当发动机起动后，由于酒精泵开始工作，压力升高后立刻就把紙吹掉了．如果用易熔金属，当燃燒室的溫度不断升高后，金属就被熔化而被吹跑了，酒精卽可噴入．另外，为了加強冷却，使燃燒室头部最边上一圈的噴头在富燃料情况下工作，这样可以降低靠近燃燒室內壁的燃气溫度，从而也就降低了內壁所承受的溫度．

燃燒室头部由 18 个預燃室（卽前室）組成，18 个預燃室排成两圈，外圈 12 个，內圈 6 个．采用前室的目的是为了安置更多的推进剂噴嘴，每个前室設有从中間进入的液氧和从周围进入的酒精噴嘴（包含有直射式和离心式噴嘴）．V-2 中吹动渦輪轉动的工作气体是蒸汽；蒸汽由 H_2O_2 在高錳酸鈉 $NaMnO_4$ 催化剂的作用下，在燃气发生器里分解而得．

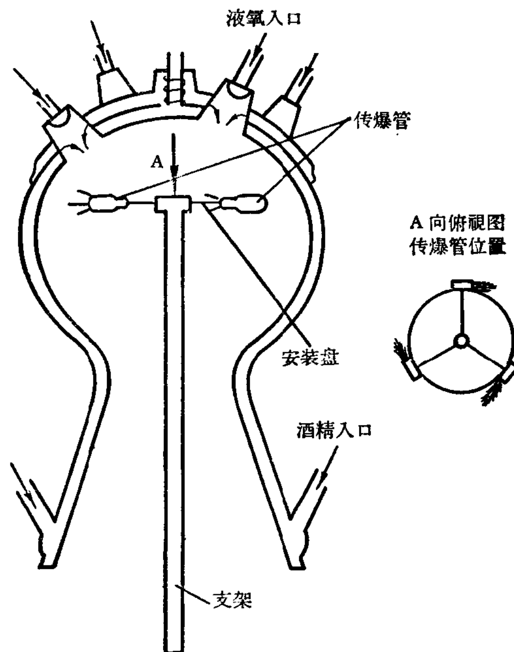


图 3.2　V-2 火箭发动机的点火装置

它的点火装置是采用了火焰筒点火的方式，如图 3.2．因为发动机的流量很大易吹灭，故就采用了焰火点火装置；由支架、安装盘和传爆管組成．是固定在发射台上，可以旋轉．在起动前将点火装置放入燃燒室中，将传爆管中的火葯用电火花点燃，这时在燃燒室內旋轉，噴出的火焰将燃燒室內加溫至 2,000℃ 左右，这样推进剂进入燃燒室后，卽可点火燃燒，逐漸地增加推力，达到所要求的負荷．当火箭起飞以后点火装置仍留在地面．

(2) H-1 型液体火箭发动机

H-1 型液体火箭发动机，是由美国“北美航空公司 Rocketdyne 分公司”制造．单

台发动机已經試驗成功，但实际使用时将把八台发动机联合起来作为“土星”計划的一級运載火箭，这目前尚在試驗阶段. 单台发动机的主要数据見表 3.4.

表 3.4 H-1 型发动机的主要数据

地面推力	85 吨
海平面比冲	255 秒
推进剂	液氧及 RP-1 型煤油
工作时間	120 秒
噴管膨胀比	8:1
噴管出口气体速度	2,550 米/秒
燃烧室溫度	2,750℃
总空重	635 公斤
发动机的长度	2,438 毫米
最大寬度(包括渦輪泵)	1,524 毫米
渦輪功率	3,000 馬力
渦輪轉速	32,000 轉/分
減速齿輪箱传动比	4.88:1
泵加速所需时間	約 0.45 秒
液氧泵流量	12,000 升/分
液氧泵工作溫度	−181℃
煤油泵流量	8,000 升/分
煤油泵出口压力	56—70 大气压
单位重量推力	134 公斤/公斤

H-1 型液体火箭发动机的主要部件有 燃烧室、燃气发生器、自燃点火剂容器、渦

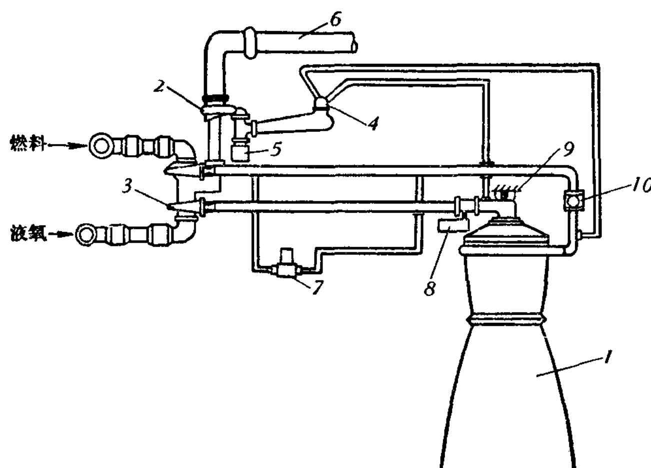


图 3.3 H-1 发动机的系統图

1——推力室； 2——渦輪； 3——泵； 4——燃气发生器； 5——渦輪起动器； 6——渦輪排气管； 7——煤油和添加剂混合器； 8——液氧主活門； 9——常平座； 10——煤油主活門.

輪泵組、火药起动器、控制活門等．其流程原理見图 3.3，其外形見图 3.4．

燃烧室組件由燃烧室、噴注器和液氧汇流器等几部分組成．燃烧室由許多楔形断面的鎳管排列在芯軸上，然后經釬焊而成．管子外部用鋼带箍紧．为了适应热交換特性和燃烧室外形的要求，鎳管的断面形状在各处也不完全相同．在燃烧室頂端的断面近似于圓形，往下到噴管喉部断面形状变窄而且变高，这时冷却剂流速最大，最高热交换速度达 98 卡/厘米^2·秒．再往下又逐渐变寬，在噴管出口处达到极限．燃烧室采用了再生冷却，所謂的再生冷却是指冷却剂在固定的冷却道里流动，冷却液

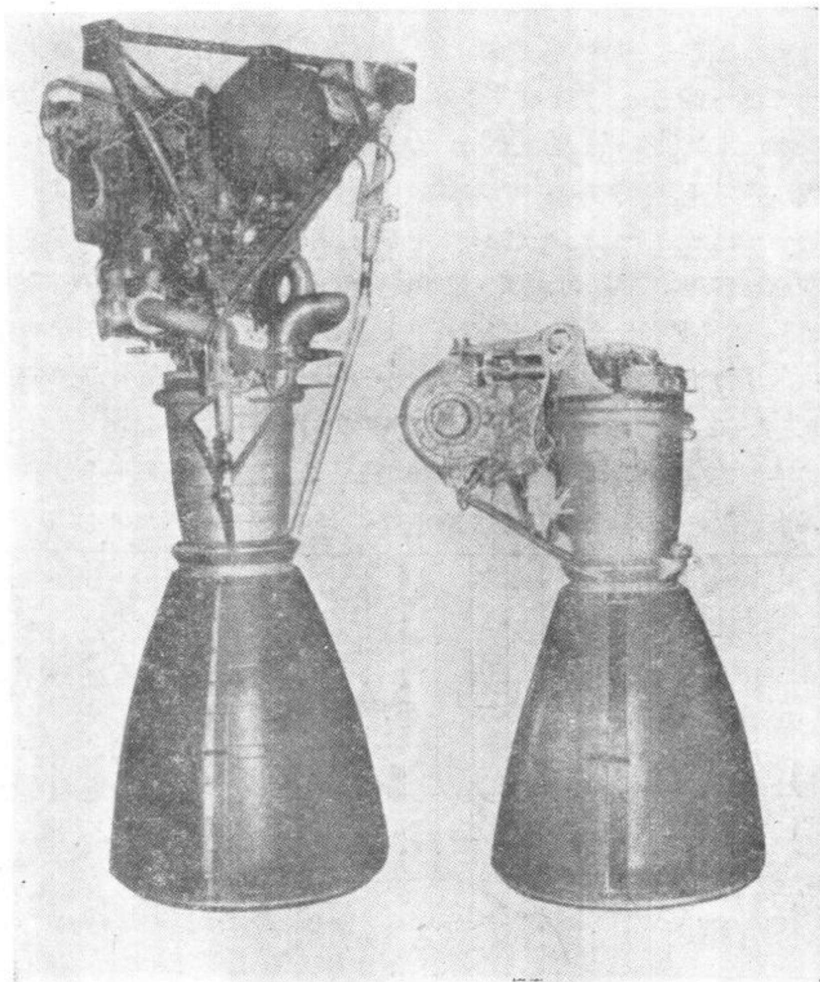


图 3.4　86 吨推力发动机的外形；
右面的是 H-1 发动机，左面的是其前身 S-3D 发动机．
H-1 发动机比 S-3D 发动机改进得更紧凑，更簡单可靠．

所吸收的热量沒有浪費，而是增加了推进剂在进入噴嘴前的能量，这就叫再生冷却．大部分用液体推进剂的火箭发动机都采用这种冷却方式．由于鎳管的传热效果很好，所以沒有輔助冷却．H-1型发动机里是用煤油作为冷却剂．煤油从燃烧室頂部鋼制的环形分配歧管进来，沿着鎳管向下流到噴管口的环形迴流歧管，然后回头流到燃烧室頂部的环形汇流歧管，最后从噴注器进入燃烧室．經过这一循环，虽然燃烧室溫度高达3,100℃，但煤油的溫度升高不会超过37℃．燃烧室头部有許多重迭的鋼带加強，鋼带上焊有安装其他部件用的法兰盘和装配件．

噴管輪廓为鈡形，外部也有若干个鋼环箍紧．

燃烧室頂部有一个平板型的噴注器，上面有一系列同心的环形管道，其中液氧管道与煤油管道相間配置．管上有許多斜孔噴嘴，两种液体噴出后，互相撞击形成均匀混合的噴雾．发动机采用三乙基鋁 $Al(C_2H_5)_3$ 自燃液体点火．点火用的自燃液体导管与主煤油管隔开，自燃液体从噴注器最外层的一个环形管上的噴嘴噴出．

渦輪泵組包括一个两級的渦輪，两台离心泵和一个齿輪箱．其数据見表3.4．渦輪用火葯起动器起动以后，再由燃气发生器供給动力（燃气发生器是使用发动机的推进剂，采用富燃料混合比燃烧，控制溫度在650℃以下）．由于渦輪泵起动后，使煤油具有一定的压力，从液氧主活門进入，經过一系列传动机构，接通了液氧管．与此同时，煤油进入三乙基鋁的容器內．三乙基鋁受压后推开一薄膜活門，进入噴注器，从噴注器最外圈的噴嘴噴入燃烧室．在燃烧室里三乙基鋁与液氧混合立即着火，形成空心的錐形火焰．渦輪継續加速，燃料主活門被推开，大量煤油进入燃烧室，开始猛

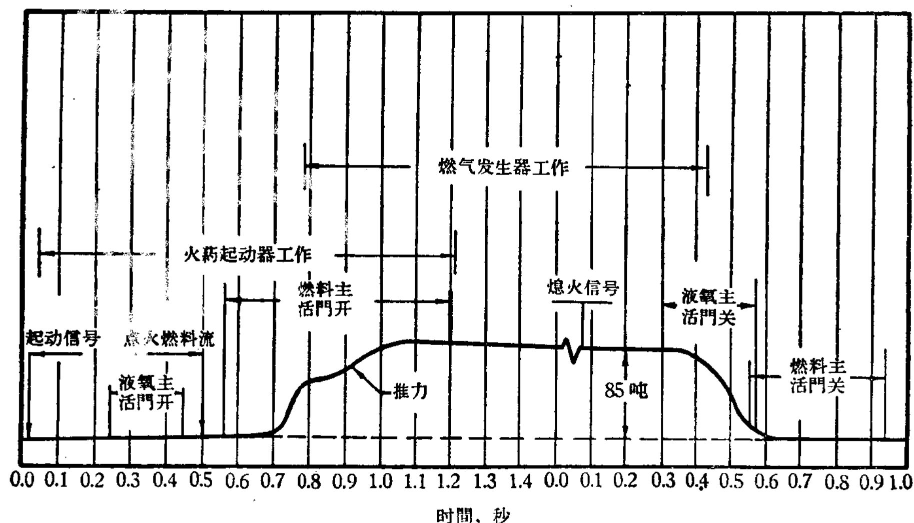


图3.5　H-1发动机的工作特性曲綫

烈的燃烧，这时发动机起动过程完成，逐渐达到正常运轉．起动过程及停火过程見图3.5．我們注意到整个起动时間只有一秒鈡，从而可以体会到采用自动起动系統及自动程序控制的必要．如果 H-1 型发动机在高空工作时，推力将增加到 97 吨，而比冲上升到 290 秒．比冲和推力随高度的变化可参見图 3.6．

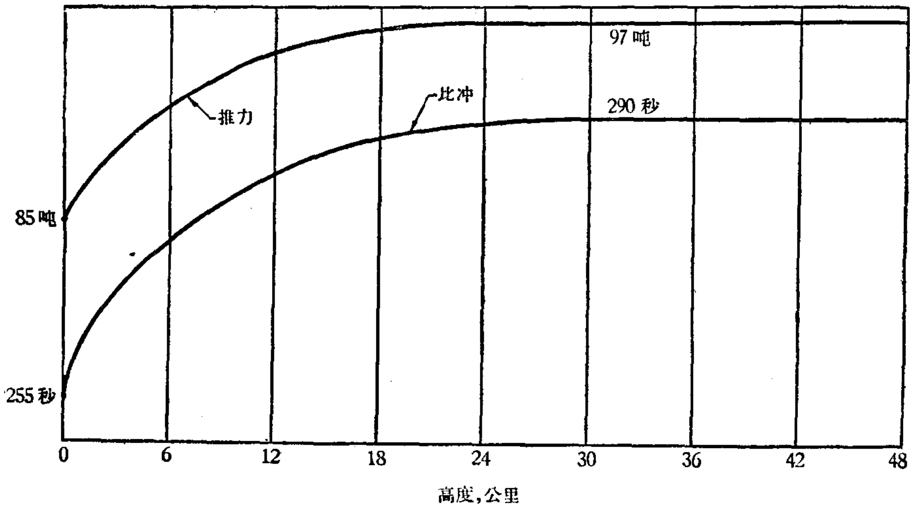


图 3.6 H-1 型火箭发动机的推力及比冲与高度的关系

(3) F-1 型液体火箭发动机

F-1 型液体火箭发动机也是由美国“北美航空公司 Rocketdyne 分公司”制造（图

表 3.5 F-1 型发动机的主要数据

推力	680 吨
比冲	——
推进剂	液氧-RP-1 煤油
推进剂流量:	
液氧	約 2 吨/秒
RP-1 煤油	約 1 吨/秒
燃烧室直径	1 米
噴管出口直径	3 米
全长	3.4 米
渦輪泵外径	1.2 米
渦輪泵全长	1.5 米
渦輪泵重	1.14 吨
渦輪泵功率	60,000 馬力
总空重	6.8 吨
单位重量推力	100 公斤/公斤

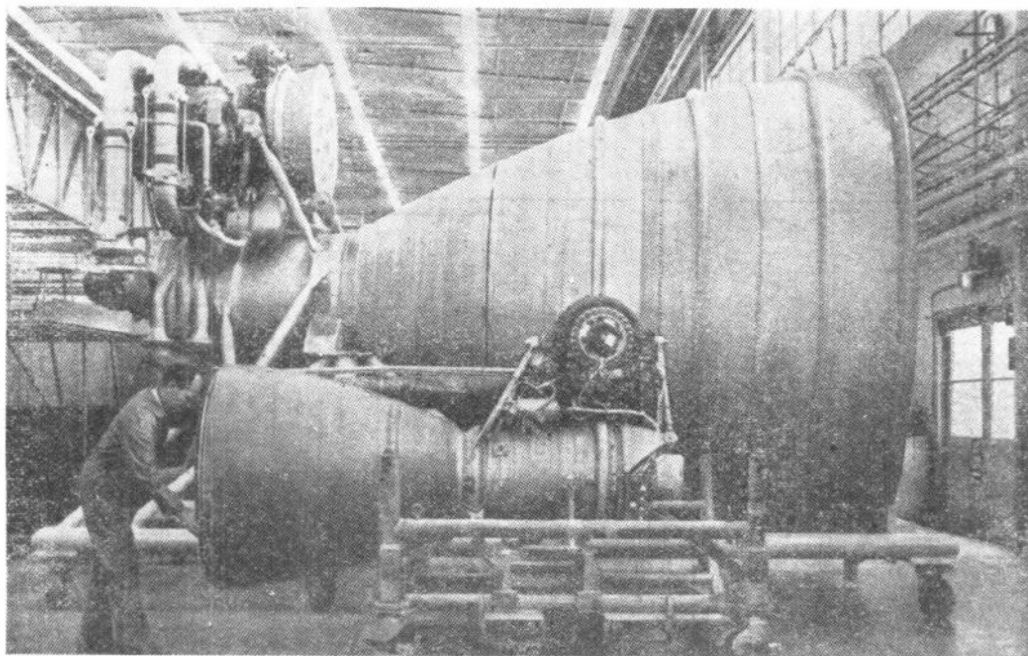


图 3.7 F-1 型发动机的外形

注：里面的是 F-1 的原尺寸模型，外面的是 H-1 发动机

3.7)，准备代替 8 个 H-1型发动机，作为"土星"計划里的第一級运載火箭. 現只是在試車，計划在 1963 年可以实际使用，其主要数据見表 3.5. 可以看出，F-1 型发动机单位重量的推力比 H-1 型小，即发动机相对地比較重；另外涡輪的功率比起 H-1 型发动机的涡輪功率按推力放大还高. 从这两点事实估計燃燒室的压力有所增加，从而比冲也必然相应的增加了. 它的点火系統与 H-1 型发动机相同，采用了三乙基鋁自燃燃料点火.

(4) LR-115 型液体火箭发动机

LR-115 型液体火箭发动机由美国"普拉特-惠特氏"公司为"土星"計划的第二級、第三級生产的实驗性发动机.

表 3.6 LR-115 型发动机的部分数据

眞空中的推力	6.8 吨
比冲	420 秒
噴管膨胀比	40:1
燃燒室压力	21 公斤/厘米^2
燃燒室溫度	3,080℃

发动机燃烧室采用了液态氫的再生式冷却，与 H-1 型发动机不同的是它只有分配和汇流两个环形歧管，噴管底部沒有迴流歧管． 其流程原理見图 3.8，这样使每一条管道都是一个完整的通路．

发动机起动时，－253℃ 低温的液氫从燃料管輸入，通过二級液氫泵和两个溢流活門 2 和 3，将离心泵預先冷却．然后进入分配支管，流到燃燒室壁的冷却管道． 这时液氫完全蒸发，温度上升到－190℃．液氫变成气氫后，已足以使涡輪轉动，涡輪带动同軸的液氫泵，同时通过齿輪带动液氧泵． 气氫从涡輪排出，被引入燃燒室，与液氧同时从噴注器噴出．电点火以后，随着燃燒的进行，燃燒温度升高，涡輪的功率增加，直到发动机达到額定的推力为止．这时液氫以超过临界压力(即 12.8 大气压)的压力进入燃燒室壁的冷却管道，进行超临界压力下的冷却．通过燃燒室壁后氫的温度由液态的－253℃升高到气态的 －60℃．

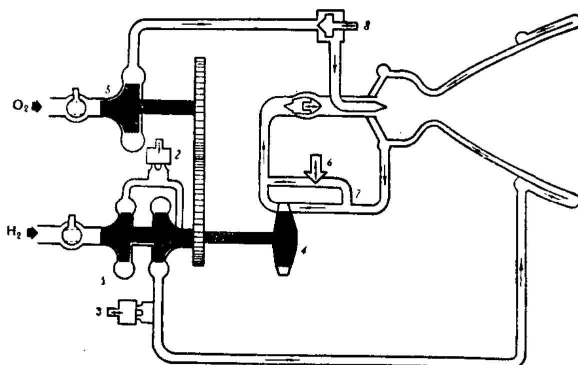


图 3.8 LR-115 发动机的工作原理图

1——液氫泵； 2，3——溢流活門； 4——涡輪；
5——液氧泵； 6——調节活門； 7——分流管；
8——节流活門．

发动机的涡輪泵組有一个两級的涡輪．另因液氫密度很低，为 0.07 克/厘米^3，故采用了二級离心泵；液氧用单級离心泵，外加一套齿輪联动装置．整个涡輪泵組密封在一个鋁制的壳体內． 齿輪和軸承利用液氫冷却，不需要潤滑剂． 发动机有一个高效率的电点火的設备，能够在真空中給发动机点火． 因为 LR-115 型发动机在大气层以外工作，所以发动机試驗应該在真空中进行．此系統的特点沒有燃气发生器，直接用气氫吹动涡輪，故使系統比較簡单．发动机的外形見图 3.9．

§ 3.4 液体火箭发动机的設計过程

液体火箭发动机是根据它的用途及所选择的推进剂来进行設計的，可以分为下列步驟加以說明：

(一) 初 步 設 計

(1) 当选择了推进剂后，就可以用热化学計算来选定燃燒室的压力 p_c 和推进剂

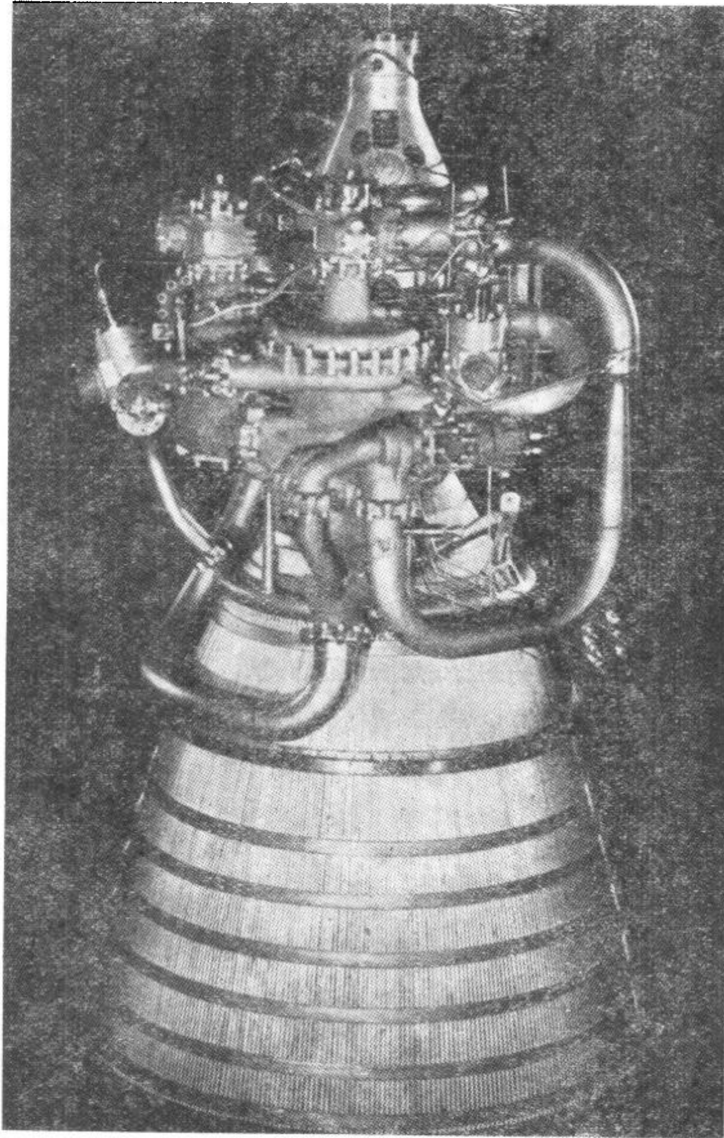


图 3.9 LR-115 型发动机的外形

的混合比.

(2) 在选定了的燃烧室压力和推进剂混合比的条件下，用热化学計算算出比冲量、燃烧室气体的温度、噴出燃气的平均分子量和比热比.

(3) 决定发动机的尺寸：由发动机的用途就可以知道飞行的高度. 如果認为是完全膨胀的話，则噴管出口的压力等于外界压力，即 $p_e = p_a$，则比值 p_c/p_e 也就知道，

这样可以由膨胀比的公式算出噴管出口面积与喉部面积的比值 A_e/A_t. 然后根据图 2.8, 由已知的 p_c/p_e 和 A_e/A_t 选择一个推力系数,而比热比数值由热化学計算算出.再根据已知的推力(由用途决定的)、燃燒室压力 p_c 和推力系数 C_T, 由 $C_T=\frac{T}{A_t p_c}$ 可算出噴管喉部的絕对尺寸,因而噴管出口的面积也就决定了.

然后从燃燒时間(也就是推进剂在燃燒室停留的时間,包括推进剂的揮发、活化和完全燃燒的时間)的概念出发,在决定了燃燒室形状之后,来計算燃燒室的尺寸.由于对于一定的推进剂,在一定的混合比下,燃燒温度随压力变化很小,因此可以認为燃燒室温度不变. 所以在燃燒室里的气体密度只与压力成正比 $\rho_c\propto p_c$. 而流量等于面积乘以当地的速度和密度,对于燃燒室的截面而言流量 $\rho_c w_c A_c\propto p_c w_c A_c$. 而对于噴管喉部,因为速度不变,永远等于声速,其流量 $\rho^* A^*\propto p_c A^*$(因为噴管亚声速部分压力虽有变化,但是在燃燒温度不变的情况下,$\rho^*\propto p_c$),所以可写成

$$\rho_c w_c A_c=\text{常}_{(1)}p_c A_c w_c,$$

$$\rho^* A^*=\text{常}_{(2)}p_c A^*.$$

根据連續性方程:在任何截面上沒有流量的增減,所以燃燒室的流量应与喉部流量相等. 所以

$$\text{常}_{(1)}p_c A_c w_c=\text{常}_{(2)}p_c A^*,$$

因此

$$w_c=\frac{p_c A^*}{p_c A_c}\frac{\text{常}_{(2)}}{\text{常}_{(1)}}=\text{常}\ \frac{A^*}{A_c};$$

即

$$w_c\propto\frac{A^*}{A_c}.$$

如果 l 为燃燒室的長度, V_c 为燃燒室容积(假設燃燒室为圓筒形),則在燃燒室停留的时間 t 为

$$t\propto\frac{l}{w_c}\propto\frac{l}{\frac{A^*}{A_c}}=\frac{lA_c}{A^*}=\frac{V_c}{A^*}=L^*. \tag{3.7}$$

因此,推进剂在燃燒室停留的时間与 L^* 成正比. L^* 是燃燒室体积除以喉部面积,称为特征長度. 因为它只考慮到喉部截面积,而沒有考慮其他的因素,故只能适用于指定的推进剂和一种型式的发动机的噴嘴,而且在混合比和燃燒室压力变化范围都不大的情况下才适用. L^* 的定值是由实验得来,它体現了一定的燃燒效率,当噴嘴变了 L^* 也变了,但是作为工程設計师在对一定推进剂和一定型式的噴嘴的設計参数,它还是很有用的. 下表列举对部分推进剂所习用的特征長度(其条件是燃燒室压

力为 $p_c = 21$ 大气压左右).

表 3.7 特征长度 L^*

推进剂	L^* (米)
硝酸及苯胺	1.15—2.0
液氧及煤油	1.5—2.5
硝酸及煤油	2.0—3.0
液氧及酒精	2.5—3.0
硝基甲烷	>4.88
液氧及柴油	2.99

对大推力发动机而言,一般認为燃烧室长度与直径之比値为 1, 即燃烧室直径与长度相等,则燃烧室尺寸很容易算出:

$$V_c = \frac{\pi}{4} d_c^3.$$

由已知的喉部截面积选定特征长度 L^*, V_c 即可决定,同时燃烧室直径和长度也就定了.

我們还可以从另外一个角度来看,設 d^* 是喉部直径,如果

$$L^* = \frac{V_c}{A^*} = \frac{A_c l}{A^*} = \frac{\frac{\pi}{4} d_c^3\left(\frac{l}{d_c}\right)}{\frac{\pi}{4} d^{*2}} = \frac{d_c^3\left(\frac{l}{d_c}\right)d^*}{d^{*3}},$$

因此

$$\frac{d_c^3}{d^{*3}} = \frac{L^*}{d^*\left(\frac{l}{d_c}\right)},$$

所以

$$\frac{d_c}{d^*} = \left\{\frac{L^*}{d^*\left(\frac{l}{d_c}\right)}\right\}^{1/3}.$$

如果 l/d_c 之比和燃烧室压力不变时,特征长度 L^* 也一定时,我們知道推力 T 是同 $A^* = \frac{\pi}{4} d^{*2}$ 成正比,所以

$$\frac{d_c}{d^*} \propto (T)^{-\frac{1}{6}}.$$

由这推导說明了,推力愈大时 d_c/d^* 比値愈小,即燃烧室的直径愈接近于喉部直径.照这样說,如果一个推力为 6 吨的燃烧室 d_c/d^* 是 2.5,那么当推力放大到 600 吨,d_c/d^* 就降低到 1.16;即燃烧室与噴管相对比显得縮小了;这确是大推力发动机的一

个趋势.

(二) 燃 烧 室 試 驗

燃烧室試驗实質上是燃烧稳定性的試驗. 火箭发动机的燃烧稳定性的含义是:在运行中燃烧室工作比較平稳,沒有剧烈到震破发动机的振动或爆炸. 这当然不是說发动机沒有任何振动,火箭发动机在实际运轉中是有強烈的振动及噪声,在机体上常常量出一百到几百 g 的加速度. 但这还不足以破坏发动机,所以仍然看成是正常的. 保証燃烧的稳定是近代火箭技术发展中的重要問題之一,也是发动机設計的第一关. 影响燃烧不稳定的因素很多,不单是燃烧室的結构、噴嘴和推进剂的特性,而且包含了推进剂輸送系統的动力特性. 不稳定性大致可分为两类:第一类为动力装置的低頻振盪(包括推进剂导管),約在 40—400 赫. 第二类是高頻振盪(約在 1000 赫以上). 低頻振盪一般发生在燃烧室压力較低的情况下,用加高燃烧室压力的办法就可以解决,所以比較容易处理. 而高頻振盪与噴嘴的排列和推进剂的雾化及燃烧有关,比較难解决. 由于目前在燃烧稳定方面沒有一个成熟的理論,尽管有一系列的理論著作,但所提供的方法在相当程度上还不能满足实际的需要. 所以在設計发动机燃烧室的过程中,主要依靠多次反复的实驗,从經驗上来掌握燃烧稳定問題,为設計提供資料和数据. 首先是在初步設計已經决定燃烧室尺寸的基础上,进行燃烧室試驗. 做一个相同尺寸,但截去噴管超声速部分的燃烧室模型;因为噴管喉部截面以后是超声速气流,它的不稳定干扰的传播速度小于气流的速度,所以当不稳定干扰还沒有来得及传向燃烧室的时候,气流早已噴到发动机的外面了,故噴管超声速部分的变化对燃烧室工作沒有影响,而只是对推力有影响. 故在做燃烧室的燃烧稳定試驗时,可以截掉噴管超声速部分. 但是要测量推力时,一定得把噴管全部加上. 燃烧稳定試驗用的燃烧室模型也不加冷却夹套,因为燃烧时間很短,大約 1—2 秒,如果燃烧是不稳定时,在 1—2 秒鈡內一定会出現. 因此在初步燃烧稳定試驗时可不加冷却,而不会使燃烧室烧坏. 这样在能达到試驗目的的情况下,可以減少增加了冷却夹套而带来的試驗設备的复杂性.

燃烧稳定与噴嘴的設計很有关系,如噴嘴噴孔的排列形式以及相互位置和噴孔的尺寸大小等. 所以在这阶段主要是改变噴嘴的形式及影响噴嘴工作过程的各种因素,来达到燃烧稳定. 由于沒有成熟的理論,完全是依靠經驗来达到燃烧稳定,所以这是一个极其复杂的过程. 但是达到了燃烧室模型試驗的燃烧稳定,这才只是第一关. 这时就可以得到噴嘴的形式及噴嘴的性能参数;如噴嘴压力降,混合比,燃烧室

压力等. 然后根据这些肯定了的数据重新来定发动机的其他参数,就可以正式的开始发动机的設計.

(三) 輸送調节系統的試驗(渦輪泵組試驗)

燃烧室模型試驗决定了泵的压力及流量. 这时就可以开始发动机輸送系統的設計.

(1) 泵的設計和試驗

一般認为最适用于在火箭发动机中压送推进剂的是离心泵,因为它对于大流量和高压力的情况是最有效,就重量和容积而論也是最經济的. 若流量小,推力小于2吨的小火箭,也可以使用其他型式的泵,如瓣泵、齿輪泵.

泵的設計是根据火箭发动机的推力、有效排气速度、推进剂的密度和混合比来决定泵的流量. 根据燃烧室的压力和在活門、管路和噴注器中的水力損失来确定泵的排出压力. 而泵的进口压力的选择与"气蝕"和推进剂的貯箱重有密切关系. 因为如果在流体通道中,当某一点的压力低于流体在此点的蒸汽压时,就会产生蒸汽泡,使流体中出現了充满蒸汽的空隙,这种現象叫"气蝕". 由于进口压力低,离心泵"气蝕"多半发生在泵入口. 由于"气蝕"而引起了泵的流量变化不定,使发动机的工作不正常,所以在离心泵里是不允許有"气蝕"現象的. 因此要选择合适的泵的进口压力,使它一方面不发生"气蝕"現象,另一方面推进剂貯箱不会因为压力太高而使箱子重量增加太多. 离心泵的設計理論現在还不是很准确的,所以要进行泵的实驗;由于火箭发动机的泵功率很大(大概每一吨推力渦輪泵的功率为20—100馬力),故試驗設备也是相当庞大的. 在作泵的試驗时,工質一般用水,試驗結果可以很准确地換算到实用推进剂組分.

(2) 調节器的試驗

与泵的設計試驗同时进行的是調节器的試驗,也就是閥門試驗. 因为火箭发动机的起动时間很短;只有一秒鈡左右. 在这样短的时間里要完成大流量高压力的閥門开关,如果用人工进行調节是很难想象的,必須用自动調节控制系統. 火箭发动机活門的一般設計是較容易的,但詳細設計例如空隙問題,閥門座的材料、开启延迟时間等的設計是不容易的. 由于火箭发动机中任何一个閥門的失灵常常会导致火箭发动机工作的破坏,甚至会引起火箭发动机本身的毁坏. 所以火箭发动机的閥門必須有明确而严格的检驗方法. 推进剂閥門的泄漏,閥門不照規定时間开关,都会带来不良的影响. 所以在閥門装配前必須严格检驗两种性能:一种是閥門座和閥門垫片处

是否发生泄漏，另一种是动作是否准确敏捷.

因为推进剂的作用压力高，經过的流量大，而閥門动作所需的力量也要大，所以是用操纵气压和液压系統的办法来操作推进剂閥門. 其实質是一种放大动力的操纵办法. 不然要用很笨重的控制机械来操作，这在火箭发动机上是不允許的.

(3) 燃气发生器的設計及試驗

在燃气发生器中推进剂起化学变化产生燃气，用所生成的燃气来推动渦輪. 而用渦輪来带动泵运轉，不断的供給燃燒室推进剂，以保証火箭发动机的稳定燃燒. 由于气体太热会損坏渦輪机的叶片、噴管以及叶輪，所以要求燃气发生器所产生的气体比火箭发动机燃燒室中的燃气温度要低得多. 如在 H-1 型发动机里，燃气发生器里的温度只有 650℃. 主要用調节燃料和氧化剂比例的方法来达到調节温度的目的. 但是什么样的比例最好要經过实驗来决定，例如:液氧煤油燃燒，当煤油多了燃燒就不完全，容易产生焦化，使其在燃气里有可能含有沒有燃燒的碳粒，这在发动机里是不允許的，所以必須要进行燃气发生器的試驗.

(4) 渦輪泵組的試驗

一般来說渦輪的設計在理論上和实际上已比較成熟，只要給定燃气以后就可以进行渦輪的設計，而且可以不进行单独的渦輪試驗. 故可以在进行了泵、調节器和燃气发生器的試驗以后，就直接进行渦輪泵組試驗. 由于不需要外加能源，由燃气发生器自己供給渦輪的能量，就可使渦輪泵組用眞实的推进剂組分进行眞实的液体火箭发动机輸送系統的試驗. 所以在这一阶段的实驗設备反而变簡单了.

(四) 发 动 机 試 車

在进行渦輪泵組合試驗的同时，应把燃燒室及噴管的样机制出来，而且这时可以应用挤压式的輸送系統在試車台上进行单个燃燒室的試驗. 然后进一步来考驗燃燒是否稳定、燃燒时間长短和燃燒效率的高低. 当这一步实驗达到設計要求时，就可以与渦輪泵組合联合在一起进行整个发动机的試驗，对以前各阶段的試驗进行綜合性的考驗. 如果試驗的結果发动机工作过程稳定，各部分工作情况良好，达到了发动机的設計指标，可以認为发动机設計完成，能够提供作为飞行器的发动机使用. 在高空使用的发动机还应該在高空模拟試車台上进行高空模拟試驗.

(五) 推 力 的 調 节

由于液体火箭发动机工作时所产生的推力很可能不是設計时的推力，而在一定

范围内有偏差，这就要求作推力調节．推力調节有很多种办法，如可用改变燃燒室压力或者改变燃燒室推进剂的流量等方法来調节推力．在使用渦輪泵的发动机中，推进剂供給量的改变靠增減渦輪泵轉速的方法来实現．这时由于两泵間轉速的相互协調，从而保証推进剂混合比不变．由于渦輪泵轉速变化，推进剂流量也变，燃燒室压力也跟随变化．也就可以达到推力調节的目的了．改变渦輪泵的轉数則是通过調节燃气发生器內的压力来实現．

从以上的設計試制过程来看，設計一个新的火箭发动机不是一件輕而易举的工作，而是一項艰巨复杂的工作．它需要投入大量的人力、物力、經过較长期的努力才能設計出一个新的发动机．据估計：設計一个新的发动机、最少要准备报废 40 个发动机．时間不是几个月而是几年；由經驗得出是 2.5 年．其物质力量的消耗更大，例如 F-1 型发动机来說，它的渦輪泵功率为 6 万馬力，或約 4 万瓩．如果說試制成发动机要报废 40 个发动机，那就象报废 40 座 4 万瓩的动力站，即四十个 4 万瓩的火力发电設备．

从本节所談到的发动机設計試制过程看来，整个工作量是相当大的．其主要的原因是目前还沒有一个完整成熟的燃燒理論，設計試驗絕大部分只能依靠实践来进行，若能提出一个完整成熟的燃燒理論，这将是一个很大的貢献．这也是有关科学技术工作者的一項光荣而艰巨的任务．

§ 3.5 发动机試車台

試車台是进行整个发动机試驗的設备．为了使我們对試車台有一个初步的概念，在这里首先介紹一下美国“土星”第一級运載火箭試車台（图 3.10）．試車台的高度从地面至桥式起重机导軌的高度为 56.4 米，火箭发动机的支承台离地面 22.5 米，噴管离地面 20 米．火焰偏流槽深入地下 9 米，噴管离槽底約 30 米．火焰偏流槽是因为发动机的火焰很长（就发亮部分来看，估計有 40 米长）而設置的．火焰偏流槽使火焰轉弯，这样可以降低試車台的高度和火箭支承台离地面的高度．火焰偏流槽設計的主要依据是实驗，由实驗来決定火焰偏流槽的形状和弯曲部分的曲率，找到防止火焰倒流到发动机底部的办法，确定数千个冷却水孔的位置．試車台的貯水器在火箭点火时能以每分鈡 150 米^{3}的流量向偏流槽供应冷却水来消火．試車台的桥式起重机的起重量为 100 吨，它的任务是与另一个輔助起重机一起把試驗的火箭发动机装上試車台．

另一个更大推力的試車台是现在为 F-1 型发动机所准备的，将来可以試推力为

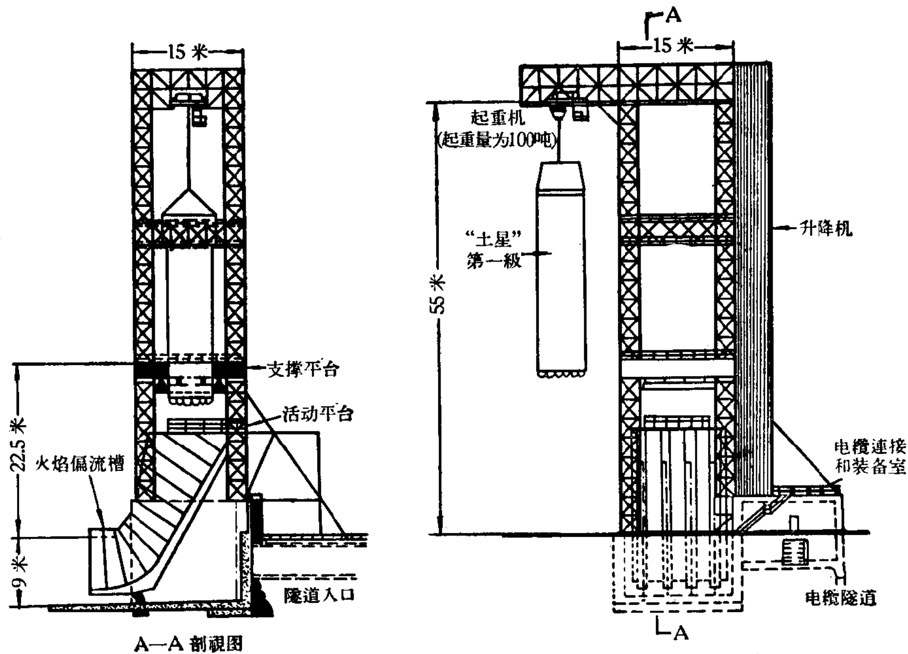


图 3.10 "土星"第一級发动机試車台

2,700 吨的液体发动机．上层鋼架結构是为了安置推进剂貯箱和发动机的支架，这个結构是用螺栓連到台面的鋼底板；而鋼底板又通过高強度鋼索与台的底座相連，鋼索有預应力以免試車时鋼架受推力作用时变形过大 台的底座是一大块約 12,000 立方米的混凝土，高約 38 米；在台面上的开口(为发动机火焰)尺寸是 20 米×9 米．在台的关鍵点有許多应变仪以測量发动机試車时的动态負載．台的后方有一条約 6 米寬的沟，沟中是各种管道．沟后是一座两层混凝土墻結构的准备車間、設备間、部件儲备室及測量綫路接綫室．这个建筑物的頂与台面相齐．測量信号通过一条約 240 米长的电纜管到試車台的控制及測量記录室．电纜管中有 600 对綫路．为了消防灭火及試車时冷却火焰偏流槽，有个 1,500 吨水的貯池．为了初步阶段試 F-1 型发动机，安了一个 284 米^3/分排量的高压水泵；从泵到台有一条直径为 1.37 米的水管；泵的功率为 6000 馬力．

这些大型試車台(图 3.11)的控制及測量記录室也是很复杂的，不亚于一个大发电站的控制室，图 3.12 計我們略見其大概

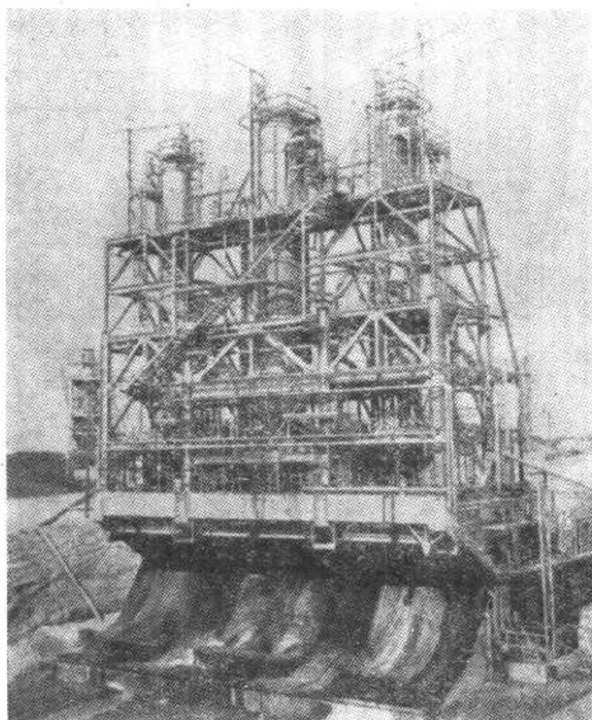


图 3.11 大型发动机試車台

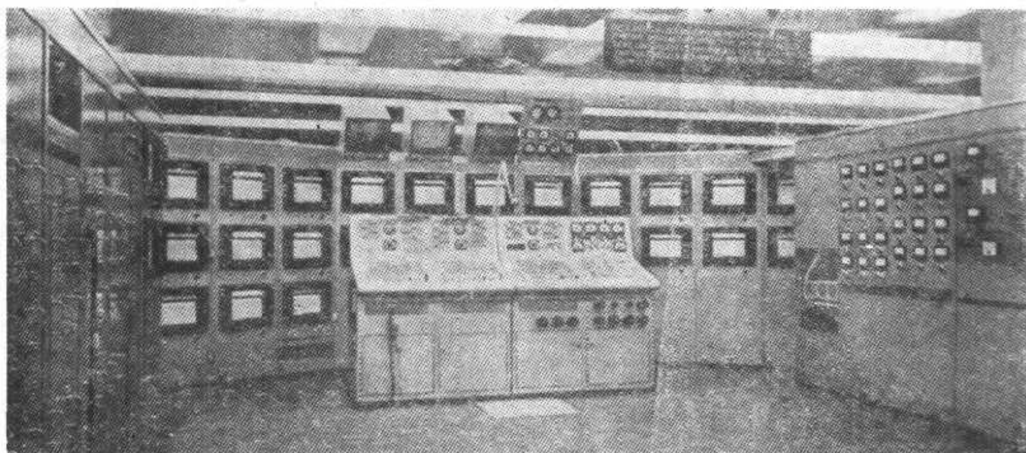


图 3.12 大型发动机試車台的控制及測量記录室

§ 3.6 固体推进剂及固体火箭发动机的发展

人們在开始运用火箭时就采用了固体推进剂. 在早期多采用黑色火药作为推进剂(比冲为 50—140 秒);这种火药能量小,因此不能使火箭得到較大的推力和較高的速度. 直到后来化学工业进一步发展,发明了无烟火药后才逐渐使火箭的推力增加,射程加大.

固体推进剂的比冲比起液体推进剂来說要低, 特别是比較老的双基药类固体推进剂的比冲一般在 200 秒以下. 表 3.8 列出了一些比冲較高的固体推进剂的一些性能.

表 3.8 固体推进剂性能

推进剂成分	在70.5大气压下的比冲(秒)	在70.5大气压下的燃速(厘米/秒)	燃速压力指数(n)	密度(克/厘米^3)
过氯酸銨(氧化剂) 聚丁二烯(粘結剂) 鋁粉(加成剂)	250	1.186	0.236	1.75
过氯酸銨(氧化剂) 聚胺基甲酸酯(粘結剂)	238	0.577		1.72
浇鑄式双基药	219	1.142	0.61**	1.55
挤压式双基药	216*	1.170	0.0***	1.58

* 在 88.46 大气压下.
** 在 56.3—116 大气压下.
*** 在 63.3—84.5 大气压下.

我們可以由表 3.1 的一些液体推进剂的性能数据, 比較出液体推进剂的比冲一般高于固体推进剂,而密度确比固体推进剂为低. 近年来由于固体火箭的发展,而提出了許多有希望的固体推进剂. 它們的比冲則可达 250 秒以上; 如用过氯酸硝酰(NO_2ClO_4)及过氯酸鋰($LiClO_4$)作氧化剂,以固体硼烷($B_{10}H_{14}$)作燃料,則其比冲可达到 280—300 秒($p_c = 70$ 大气压的条件下). 所以高比冲的固体推进剂是大有发展前途的.

但是,在十多年前,一则由于固体推进剂的比冲低,而更主要的是由于采用双基药柱多孔燃烧的固体发动机結构, 使发动机的結构重量比高达 40—60%,而后起的液体火箭发动机的結构重量比仅为 10% 左右,因此,尽管固体发动机較簡单、可靠,使用方便, 但确由于結构重量太大而限制了它的发展, 以至于在十多年前曾經认为

固体火箭沒有什么发展前途，而几乎趋于停頓．固体发动机的結构重量之所以大是因为在采取双基药挤压成型的药柱的多孔燃烧，而使燃烧室必須处于高温和高压下工作（固体发动机燃烧室一般沒有冷却系統）．由于燃烧室壁要承受几十个大气压和 2500℃ 以上的高温，如不把燃烧室作得厚而坚固，就不可能承受这些載荷而正常工作，这样一来就大大地增加了整个发动机的重量．但是，1945 年后在固体发动机的設計中引入了一个新的設計原理，从而使已經被認为沒有什么发展前途的固体火箭发动机重新与液体火箭发动机展开竞爭．

这个新的設計原理的实質是把原来双基药压型药柱的多孔燃烧改为混合組分的固体推进剂；把它澆鑄在燃烧室內，采用內孔燃烧．这种方法的优点，首先在于利用固体推进剂本身作一隔热物，使燃烧壳壁完全与高温的燃烧气体隔开，因而燃烧室本身就在通常温度下进行工作，它所承受的負荷只有燃烧室的压力（实际上药柱本身也承受了一部分压力）．由于这一改革使得燃烧室壳壁的厚度大大减小，而且可以考虑采用常温的高強度鋼（強度为 200 公斤/毫米^2，比重为 7.9）和輕質材料鈦合金（比重为 4.7）、玻璃鋼（比重为 2）．这样就使固体火箭发动机的結构重量立即降到药柱重量的 10% 以下，这是固体发动机的一很大飞跃，使有可能制造出結构重量輕、推力大、工作时間长的固体发动机，用于星际航行．其次采用澆鑄法代替原来的挤压法，这种药柱成型的方法的改进，也为制成大型固体火箭发动机提供了必要条件，使制造时不再受設备尺寸的限制，而几乎可以做出任意大的固体药柱．由于固体火箭发动机的設計有了这一改进，发展才有了远大的前途；因此美国也就开始研究制造大型的固体火箭发动机（見表 3.9）．1961 年 8 月間他們試驗了一种推力約 230 吨，燃烧时間 87 秒的大型固体发动机，药柱重为 80 吨．这种大推力固体发动机就可以用来作为运載火箭的第一級动力，它具有成本比較低、設計制造时間比較短的优点．例如美国現在計划把液体推进剂的二級火箭“大力神 II”（用四氧化二氮 N_2O_4 为氧化剂，肼 N_2H_4 和偏二甲肼 $(CH_3)_2N\cdot NH_2$ 的等重混合物为燃料，一級推力 195 吨，二級推力

表 3.9　美国計划試制大型固体火箭

推　力 （吨）	燃烧时間 （秒）	药　重 （吨）	总　重 （吨）	壳体尺寸 直径×长度（米）
455	20	36.3	4.55	
911	90	327	360	4.57×18.8
1,090	72		314	3.81×27.4
2,270				6.10×——
4,550				6.10×32.6

45.4 吨）为基础，两旁各綁上一个推力为 409—614 吨的固体火箭，燃烧时間約 100 秒，形成三級“大力神 III”运載火箭；第一級为固体的，总推力 818—1228 吨，第二級和第三級是原来的“大力神 II”的第一級和第二級.

§ 3.7 固体火箭发动机的設計問題

同液体火箭发动机比較，固体火箭发动机的設計是比較簡单的. 通常，大多数的設計参数是根据已定的推力及发动机的工作时間确定的. 其中最主要的問題是确定采用推进剂和提出药柱的燃烧方式. 在要求燃烧时間短的大推力发动机中，通常采用燃烧速度大的推进剂，而对发动机工作时間較长，則采用燃烧速度較低的推进剂. 这是一般的常規，但并不是唯一的原則.

（一）药 柱 設 計

药柱形状的选择是决定燃烧方式，控制燃烧室压力的重要手段. 药柱形状是根据药柱的性能及发动机对推力、压力的要求而有所不同. 以前是采用側面燃烧药柱，也称为非限制性燃烧式药柱. 这种形状的药柱燃烧时，使燃烧室壳壁严重地受热，同时由于药柱最后的剩余碎片很多而造成大量能量的損失. 而图 3.13 中所示各形状药柱是采用澆鑄法成型的內孔燃烧式药柱. 这种药柱燃烧时燃烧室的壳壁就不再受高热，所以可以做成重量輕的燃烧室.

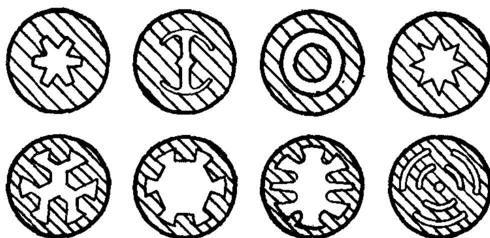


图 3.13　固体药柱的各种型状

（二）燃 烧 稳 定 性

燃烧的稳定性表現在燃烧室中的現象——压力是否稳定. 影响燃烧室压力变化的有两个主要因素：首先，我們知道，固体推进剂的燃烧速度是直接受推进剂本身的物理化学性能所决定的；而作用在燃烧面上的压力、燃烧环境的温度及燃烧表面气体流动情况都对推进剂的燃烧速度产生不同程度的影响. 在一般的固体发动机中，由实

驗得出了固体葯柱燃烧的速度 r 与作用在燃烧面的压力 p_c(即燃烧室压力)的 n 次方成正比: $r \sim p_c^n$; n 値对一般固体推进剂而言在 0.4—0.8 之間. 燃烧速度一般在 1 厘米/秒左右. 因而,固体发动机燃烧室中的压力的变化就会引起燃烧速度的变化,而燃烧室压力的大小又是由燃烧产生的燃气量的多少而定. 在大多数固体发动机中都要求推力保持平稳,即要求保持燃烧室的压力平稳. 当一个固体葯柱的長度一定时,燃烧速度和燃烧压力都不变化,則只有要求燃烧面积保持恆定才有可能达到(其他产生高頻振盪燃烧的不穩定在后面討論). 但是葯柱的燃烧面通常只能在設計时确定下来,制造成型后使用时就只能視其自己发展变化. 因而設計燃烧葯柱的型面是控制燃烧室稳定的一个很重要的問題. 图 3.14 中即可看出各种形状的葯柱燃烧时間与压力和推力的变化情况. 說明了以可以通过葯柱形面的設計大致地控制燃烧的变化过程. 图中的虛綫表示不同燃烧时間的葯柱形面. 星形空心葯柱的周边在燃烧过程中基本上保持不变,因此,单位时間所燃烧掉的燃料的体积(即燃烧掉推进剂的量)不变,故产生的燃气量也就不变,从而保証了压力与推力的恆定.

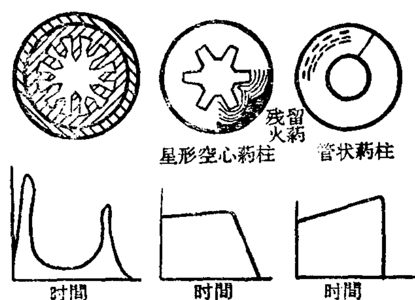


图 3.14 固体葯柱的燃烧过程

固体发动机的工作时間很容易从燃烧速度和葯柱的厚度求得,即等于 $\frac{t}{r}$; t 为葯柱厚度,r 为燃烧速度.

上面所談到的只是一般燃烧室压力及推力按照发动机的用途来保持稳定. 但是,在固体火箭发动机燃烧室中的燃烧也和其他液体发动机一样,还有着其他一些原因影响燃烧的不稳定性. 因此,即便确定好燃烧形面,在燃烧过程中仍会出現压力的突变. 这些导致燃烧不稳定的原因是燃烧室中的高頻振盪燃烧,而产生压力高峯. 这种不穩定燃烧具有強烈的破坏性,但是其产生的原因目前尙未获得确切的解释,同时要消除它也是較困难的;需要通过試驗,改变推进剂的組分,改进燃烧室葯柱設計等来达到目的.

(三) 葯柱的工艺問題

无烟硝化甘油火葯一般称为双基火葯,是一种硝化纖維和硝化甘油添加剂和增塑剂的膠合物,这种推进剂的制造工艺已經很完善了. 制造方法是把配好的葯粉适当加熱或借液态膠合剂的作用,在強力水压机上的預制模中挤压成型,成型之后取出

阴干再装入制造好的固体发动机燃烧室中，以賫使用。挤压的作用有助于火药的凝固，增加药柱的强度。但是，挤压成型时，药柱的大小及重量都要受到水压机的能力和尺寸的限制。近十多年来采用了新的比冲較高的推进剂，并采用澆鑄成型工艺，而克服了挤压成型的缺点，不再受設备能力和尺寸的限制。这种混合組分的固体药柱是由氧化剂、燃料(橡胶状的粘結剂)和加成剂(鋁粉等)，以一定比例混合而成。在这些組合中(見表3.10)，对一般氧化剂而言都为粉末状，这里是用燃料作粘合剂，因此必須保証有足够的燃料才能保証药柱的強度。加成剂的作用在于增加燃烧产物的温度，也能对燃烧起稳定作用。推进剂組分的純度和固体顆粒度的大小及其均匀度，直接影响到制造出来的药柱的性能，必須严格控制。如表3.11是对过氯酸銨純度的要求。药柱的制造过程是把这些組分以一定比例混合均匀之后，适当加热使粘結剂熔融，混合物变成糊状再澆鑄到預先創造好的燃烧室中，等到药柱凝結成固体后再把制內孔形的阳模取出，即可运去貯藏或使用。这种方法不但簡单而更重要的是可以用来制造几乎任意尺寸的药柱。

表3.10　具有金屬加成物的固体推进剂性能

推　进　剂	比冲(秒)	推　进　剂	比冲(秒)
68% 过氯酸銨 17.5% 燃料粘結剂 15% 鋁粉	254	67.5% 过氯酸銨 22.5% 燃料粘結剂 10% 鋁粉	248
63.75% 过氯酸銨 21.25% 燃料粘結剂 15% 鋁粉	253	67.5% 过氯酸銨 22.5% 燃料粘結剂 10% 鎂粉	243
72% 过氯酸銨 18% 燃料粘結剂 10% 鋁粉	252	71.25% 过氯酸銨 23.75% 燃料粘結剂 5% 硼粉	241

但是，固体推进剂药柱不管采取那一种成型方法，都会碰到药柱在制造过程中或制造好后产生細小的裂紋，这些裂紋往往是肉眼所看不見的，而它們对发动机的危害也是十分大的。由于裂紋的存在而造成药柱燃烧时大量粉碎，以致发生爆炸，因此必須消除这些裂紋。这些裂紋产生的原因，一般主要有两个方面：第一，因为目前所用的組合式固体推进剂均系两种主要成分在粘結剂的作用下机械混合在一起，膨胀系数不一，故在温度变化时易产生裂紋；第二，药柱的暴露面与空气中的氧接触而使之发生变化，在运輸过程中受振而发生裂紋。解决这一問題的办法通常采用加抗老剂，药柱制好后存放在惰性气体中貯存，在运輸中防止振动、碰撞。

表 3.11 过氯酸铵的純度規格

組 分	最小含量(%)	最大含量(%)
非水溶物		0.10
硫酸化的灰		0.25
氯酸盐(以 $NaClO_3$ 計)		0.15
氯化盐(以 NH_4Cl 計)		0.20
硫酸盐(以 $(NH_4)_2SO_4$ 計)		0.20
溴酸盐(以 $NaBrO_3$ 計)		0.04
非碱金属		0.04
水分		0.02
对甲基橙試剂的反应	中性	
过氯酸銨	99.0	

其次,药柱內部产生松孔,这种現象在双基药中存在,而在組合式药柱中更加严重. 产生的原因有两个:其一是在制造时混入其他液体(如水分),加温时則液体蒸发产生气泡;其二是温度变化时药柱产生热应力. 組合式药柱的各种成分对温度和振动的反应不同,因而产生松孔. 这种松孔的危害性与裂紋相同,也是在制造过程中必须設法克服的因素.

(四) 噴 管 材 料

当我們确定了发动机的推力、压力等参数,选好药剂之后,即可开始噴管的設計工作. 設計的要求及过程与液体火箭发动机相同,在此从略. 但是,对火箭发动机的噴管而言,是在 2500℃ 以上的燃气中工作,这对于液体火箭发动机来說,因为有冷却夹套比較容易解决噴管的材料問題. 对固体发动机的噴管則沒有冷却系統,确又要在这样高的温度下工作,因而噴管的材料就成了一个大問題. 解决这个問題时一般是采用石墨衬在金属噴管壁上以耐高温. 因为一般固体发动机的工作时間較短,而石墨一般能耐較高的温度,是可行的. 衬石墨噴管形式見图 2.2.

§ 3.8 固体火箭发动机的发展前景

前面已經談了固体火箭发动机,由于引入了新的設計原理,制造工艺上采取了新的措施,而使得固体火箭发动机又重新迅速地发展起来了. 特别是在大型火箭发动机的設計和制造方面提出了新的构想. 打算用这种方法来解决大型固体发动机的制造、运輸等一系列問題,从而使固体推进剂在火箭技术中的应用方面成为液体推进剂的重要竞爭者.

这种想法的中心內容之一是設計一分段加工、制造和运输的装配式大型固体火箭. 在前面药柱制取工艺中曾經提到过浇鑄法存在着的一个严重缺点，药柱可能产生裂紋，这对大型药柱的連續浇鑄，则更难以保証浇鑄質量. 更难办的是巨大的单个药柱的运输和貯存都不方便，更不安全，因此提出了分段制造的建議. 采用这一建議就可克服单个药柱所带来的一系列困难. 分段制造不仅在制造上可以更好的保証質量，而且現代的技术对制造直径为3米、长3米的分段药柱幷不困难，而其重量也不大，能滿足运输和貯存条件的要求. 还值得指出一点，由于把一个巨大的整个药柱分成数段后，如果其中一段損坏，幷不使得其他各段报废.

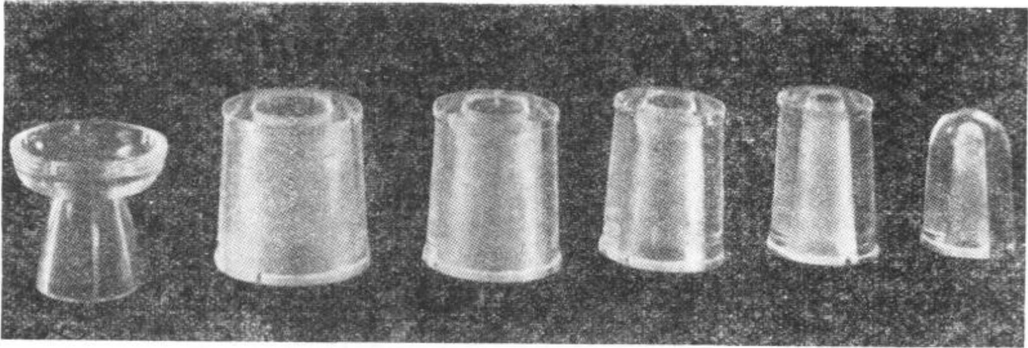


图 3.15a

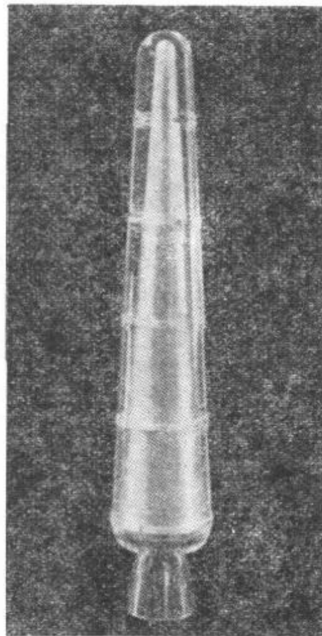


图 3.15b

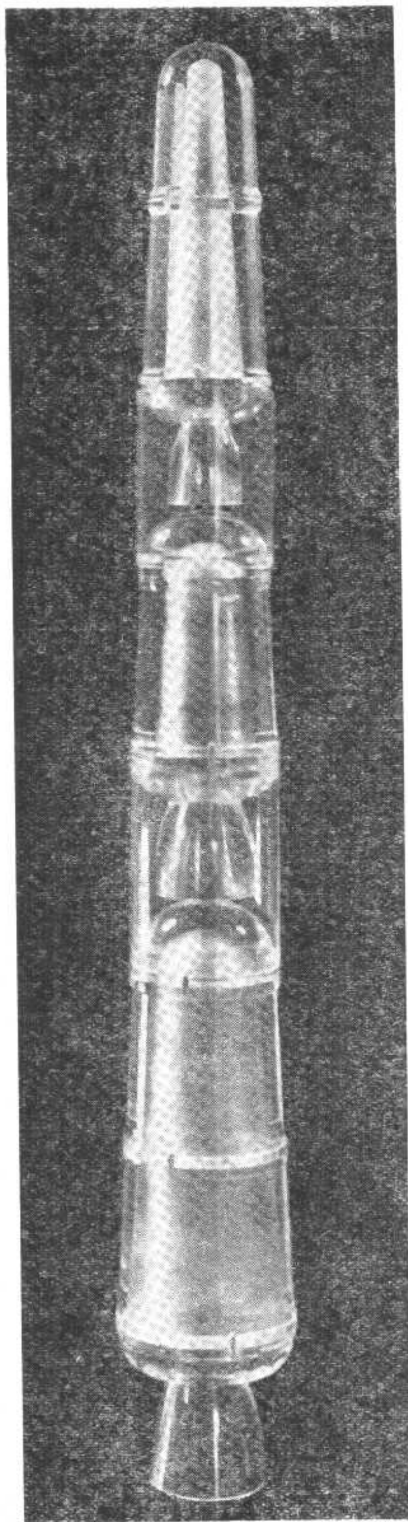


图 3.15c

图 3.15 a, b, c　分段装配巨型固体发动机的塑料模型

图 3.15a 是装配式的大型固体火箭的各組合段. 图 3.15b 表示所建議的大型固体火箭发动机的結构. 图 3.15c 則是一大型的三級固体火箭的总装模型.

另一个中心內容是采用带錐孔的錐形葯柱，这是固体发动机工艺中的一个新思想. 由于采用这种形式的葯柱,可以增大装葯容积系数和避免过分的浸蝕燃烧. 因为对于接近噴管的葯柱內孔流过的燃气量比上面其他部分內孔中流过的多，而錐形通道則正达到了使內孔中气体流动速度趋于一致，特別是使接近噴管处的內孔中流速不会过高,这样就降低了接近噴管部分葯柱的剧烈浸蝕燃烧,保証了葯柱燃烧的均匀性,符合于恆定燃烧室压力和燃料全部燃尽的要求. 还应指出一点,由于采用了錐孔型葯柱,給予制造加工上带来了方便,也更有效地保証了葯柱的質量. 因为內孔是錐状的,在葯柱澆鑄好后，取出制孔阳模时，只需要把阳模移动几毫米就可以脫离葯柱,这样就使孔表面受損伤的可能性降低到最小. 因此,旣簡化了制造工艺过程和費用,又提高了制造的可靠程度.

§ 3.9 新型火箭发动机——固液型发动机

我們知道,火箭发动机对于推进剂性能的要求是多方面的,其中又以考虑比冲为最主要的条件. 但是其他一些条件在一定情况下往往也会起着很大影响或起着决定性的作用. 如推进剂的密度,当发动机的推进剂貯箱重量影响整个发动机的結构重量較大时,它就成了一个不可輕視的要素了. 在 § 3.1 中談到了推进剂的容积比冲,可以看出容积比冲愈大，則同样体积的推进剂就可多产生推力或增长发动机的工作时間，相应的就減少了发动机的結构比，而增大了火箭的有效載荷. 一般的液体推进剂的密度小,固体推进剂密度大(見表 3.1 及表 3.8). 因此要想增大火箭的有效載荷,一方面就要力求提高推进剂的比冲,另一方面則要寻找高密度的推进剂.

目前来看,固体推进剂的比冲虽然提高了,但还是不及液体推进剂. 然而它的密度大,故有条件降低火箭的結构重量来弥补因比冲較小带来的缺点. 液体推进剂有它独特之处,就是液体发动机的推力很容易利用調节推进剂的流量来控制,也适用于多次起动. 而这里所要介紹的新型式的固液火箭发动机,则几乎兼备了固体和液体发动机的优点.

固液火箭发动机通常是把燃料作成固体混合物澆鑄在燃烧室內，发动机工作时将液体氧化剂噴入葯柱的燃烧孔中而燃烧. 表 3.12 中介紹了几种以固体燃料与液体氧化剂为組合的固液推进剂. 通常之所以采用氧化剂为液体、燃料为固体是由于一般的液体燃料的密度比液体氧化剂密度小. 因此,采用这种組合时可以提高推进

剂的平均密度．但是这个原則并不是絕对的．表 3.13 中的数据就是以液体燃料和

表 3.12 混合推进剂 ($p_c = 70.308$ 大气压，$p_a = p_e = 1.0335$ 大气压)

固体燃料	液体氧化剂	理論比冲（秒）		密度比冲(公斤/升/秒)	
		海平面	眞空	海平面	眞空
鋁聚乙烯	99%H_2O_2	294	349	409	485
氫化鋰	99%H_2O_2	295	345	372	435
氫化鋰鎂	99%H_2O_2	313	372	363	431
金屬鋰	99%H_2O_2	328	383	286	334

表 3.13 新的固体氧化剂过氯酸硝酰 NO_2ClO_4 的理論比冲
($p_c = 70.308$ 大气压，$p_a = p_e = 1.0335$ 大气压)

液体燃料	使用 NO_2ClO_4 作氧化剂时的比冲(秒)	使用 NH_4ClO_4 作氧化剂时的比冲(秒)
H_2	349	287
BeH_2	346	340
AlH_3	305	302
B_5H_9	302	285
N_2H_4	295	265
偏二甲肼	289	259
C_2N_2	276	258
CH_4	278	252

固体氧化剂为組合的推进剂，比冲也是相当高的．如使用固体过氯酸硝酰 NO_2ClO_4 作氧化剂和液氫为燃料的組合，其比冲可达 349 秒．由表 3.1 及表 3.12 中可以看出，固液推进剂的密度比冲比一般液体推进剂的密度比冲要高．説明了固液型推进剂組合具有比固体推进剂高的比冲，而密度高于一般的液体推进剂．因此，这种組合的推进剂用于火箭发动机是很有前途的．

除了上述固液发动机在使用推进剂方面存在的优点外，它还在控制等方面具有液体发动机的优点．我們都知道，固体发动机所存在的一个大缺点是它的燃烧过程无法很好控制調节，而液体发动机則可以由調节推进剂的流量来控制发动机的起动、停車、燃烧室的压力和推力．固液发动机則具有这可調节的特点，即是調节液体組元的流量来控制燃烧过程．試驗型的固液发动机已实現了 2.5 毫米/秒的低药柱燃烧速度，比表 3.8 所列純固体推进剂的燃烧速度小多了．它也适用于多次启动的場合．其次，这个液体組元也可以用来作为燃烧室和噴管的冷却剂，同样可以进一步降低发动机的結构重量，也不必再寻找耐高温的噴管材料．

§ 3.10 发动机推力方向的調节

发动机推力方向的調节是关系到整个火箭是否能按照正确的軌道飞行的重要問題．在鎗炮中射出的弹头是按照一定的弹道运动的，弹头的方向是靠鎗膛的来复綫的作用．一般航空飞行器是靠空气舵的作用来調整航向．而运載火箭在起飞时速度太低，空气舵沒有足够的控制力；在高空时又因空气稀薄，空气舵也沒有足够的控制力，因此必需靠另一些新的方式来調整航向，这就是借助于調节推力方向来达到目的．目前推力方向的調节可分为如下几种类型：

燃　　气　　舵

在第一章中已經提到了齐奥尔科夫斯基建議以燃气舵来控制火箭飞行的稳定性．这种方法比較簡单，因此，在最早期的 V-2 火箭上就采用了燃气舵来控制．图 3.16 中表明了由于燃气舵片与燃气噴射方向成 δ 角度时所产生的作用力示意图．其中力矩 M 是作用在火箭上使火箭繞重心产生轉动，从而改变了火箭的飞行方向．这种控制方法的最大缺点是对发动机的推力損失很大；例如，对 V-2 火箭的燃气舵来說，当 $\delta = 0$ 时，四个舵片产生的总推力損失达 460 公斤，而当舵片轉动角度时損失还要增大．燃气舵存在的另一个問題是舵片处在噴出温度达 2,500℃ 以上的燃气中工作．因此，舵片的材料必須是耐高温，否則就会被烧毁而失去作用．舵片通常采用石墨．近年来有人研究采用含硼硬玻璃制成玻璃鋼的燃气舵．这种玻璃作为噴管蒙皮和燃气舵的效果特別好，因为在温度很高时它的表面才变为浓稠的液体，随卽吸收大量热量而蒸发；而本身向內部传热确很少．因此，这种燃气舵的烧蝕是相当慢的．

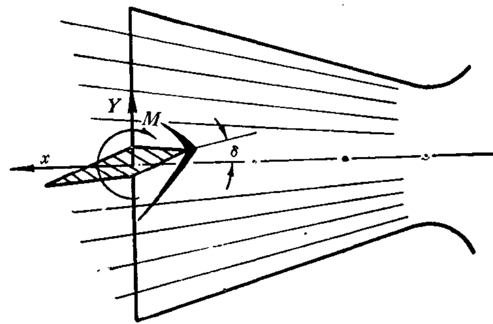


图 3.16　发动机噴气气流中的燃气舵

改 变 噴 气 方 向

这种方法的一种是用机械带动整个发动机（不包括推进剂貯箱），繞一定点旋轉以使发动机的排气方向偏离火箭軸綫方向（卽火箭原来运行方向）（見图 3.17）．由于噴气方向的改变，而作用在火箭上推力方向也改变，火箭也随之改变方向．采用这种

表 3.14 氧化剂的某些物理化学性能

氧化剂	沸点(℃)	冰点(℃)	临界温度(℃)	临界压力(大气压)	密度(克/厘米³)	粘度(厘泊)	比热(卡/克分子℃)
O_2	−183.0	−218.8	−118.8	49.7	(液)1.144(沸)	0.190(沸)	(液)12.99(沸)
H_2O_2, 98%	150.2	−0.435	457	214	1.4422(25℃)	1.798(0℃) 1.156(25℃) 0.819(50℃)	21.36(0—27℃)
紅发烟硝酸	60	−52到−60			1.593*(0℃) 1.551*(25℃) 1.515*(45℃)	1.990*(0℃) 1.249*(25℃) 0.909*(45℃)	
ClO_3F (过氯酰氟)	−46.8	−146	95.17	53.00	(液)1.700(−50℃) (液)1.518(0℃) (液)1.413(25℃) (液)1.287(50℃)	(液)0.384(−50℃) (液)0.219(0℃) (液)0.175(25℃) (液)0.148(50℃)	23.05(−50℃) 25.51(0℃) 26.74(25℃) 29.71(50℃)
N_2H_4 (四氟化肼)	−74±1	−162	37.5	54	1.5(−100℃)		
F_2(氟)	−188.14	−219.62	−129.2	55	(液)1.51(沸)	0.257(沸)	13.948(沸)

表 3.14 （續）

氧化剂	蒸汽压（大气压）	汽化热（千卡/克分子）	生成热（千卡/克分子）	熔解热（千卡/克分子）	毒性（空气中最大允許含量）（$\times 10^{-6}$）
O_2	$\log\dfrac{(P\text{毫米汞柱})}{760}=5.2365+\dfrac{419.31}{T}-0.00648T$	1.630(沸)	(液)−3.109(沸)	0.1065(熔)	无
H_2O_2, 98%	$\log P=44.5760-\dfrac{4025.3}{T°K}-12.996\log T°K+4.6055\times 10T^{-3}$ P-毫米汞柱. 0.00265(25℃) 0.06675(80℃)	12.334(25℃) 11.260(沸)	(液)−44.780(25℃)	2.987(冰)	1.0
紅发烟硝酸	0.180(25℃)、0.522(45℃) 对应成份：HNO_3 84.6%，N_2O_4 13.4%，H_2O 2.0%				
ClO_3F（过氯酰氟）	$\log P(\text{大气压})=4.46862-\dfrac{1010.814}{T(°K)}$ 11.98(25℃) 21.91(50℃)	4.6(沸) 3.5(25℃)	(液)−8.62(25℃) (气)−5.12(25℃)		3—40 (每周40小时工作)
N_2H_4（四氟化肼）	$\log P(\text{厘米汞柱})=6.9643-\dfrac{811}{T°K}$	3.170	(气)−2.0±2.5(25℃)		
F_2（氟）	$\log P(\text{毫米汞柱})=7.08718-\dfrac{357.258}{T°K}-\dfrac{1.3155\times 10^{13}}{T^8}$	1.564(沸)	(液)−2.874(熔)	0.1220	0.5

方法只需使发动机轉动很小的角即可，因此推力损失很小．发动机是由一个电动机或液压元件带动，使它可以任意轉动．結构虽比較复杂，但是它适用于发动机长时間工作的需要，此为燃气舵所不及．

改变发动机噴气方向的办法用在固体发动机上則由于固体发动机整个燃烧室較大，而且装有推进剂，因而可以想象其重量比液体发动机燃烧室要大得多，故不可能采用和液体发动机同样轉动整个发动机的方向来調节推力方向．对固体发动机則采用了可以改变方向的方向噴管(图 3.18)．

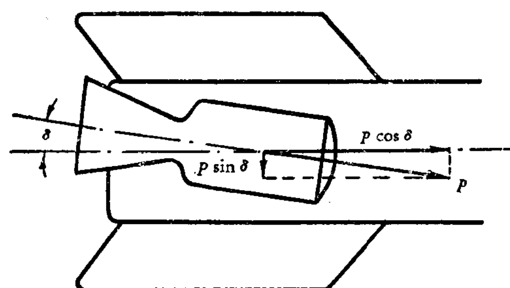


图 3.17　摆动发动机

前面所述的两种改变推力方向的方法是一直到現在所貫用的办法，如 V-2 火箭用燃气舵，而“土星”火箭是用搖摆发动机(搖动八个 H-1 发动机的外圈四个)．最近又有另一个創議，建議从燃烧室中引出一部分高压燃气，引到对称布置在噴管膨胀部分(超声速部分)；側壁的四个孔，孔的开閉是可控制的．如果孔是关閉的，那就沒有燃气引入噴管側壁，气流正常，推力方向与噴管軸向相同．如果一个孔开了，高压燃气从噴管側壁进入噴管，引起气流中的斜激波(图 3.19)，噴气方向就变了，推力方向也就变了．利用四个孔的开閉，我們就能改变发动机推力到任意方向．这个方法如能实現，将是一个比較輕的設計，因为它沒有燃气舵或搖摆发动机那样笨重的元件及机构．

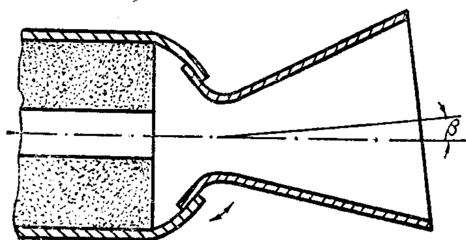


图 3.18　固体发动机的方向活动噴管

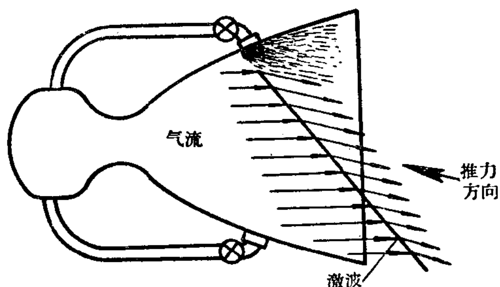


图 3.19　用斜激波改变噴气方向

表 3.15　燃料的某些物理化学性能

燃料	沸点(℃)	冰点(℃)	临界温度(℃)	临界压力(大气压)	密度(克/厘米³)	粘度(厘泊)	比热(卡/克分子·℃)	蒸汽压(大气压)	汽化热(千卡/克分子)	生成热(千卡/克分子)	熔解热(千卡/克分子)	毒性(空气中最大允許含量)(×10⁻⁶)
RP-1 煤油		<−40			(液)0.80(25℃)	1.0(0℃)	0.4卡/克℃(25℃)					
NH_3	−33.38	−77.76	132.3	111.3	(液)0.6386(0℃) (液)0.6029(25℃) (液)0.5629(50℃)	(液)0.169(0℃) (液)0.136(25℃) (液)0.125(50℃)	19.36(25℃)	3.759(−3℃) 10.469(27℃) 18.458(47℃)	5.581(沸) 0.829(25℃)	(液)−11.869(25℃) (气)−11.04(25℃)	1.351(冰)	100
N_2H_4	113.5	1.5	380	145	1.0(25℃)	0.9(25℃)	23.72(25℃)	0.026(30.7℃) 0.132(62.5℃)	9.600(沸)	(液)+12.05(25℃)	3.025(冰)	0.5—1.0
$CH_3N_2H_3$(甲肼)	87.5	−52.4			0.938(−50℃) 0.897(0℃) 0.874(25℃)	19.0(−55℃) 0.78(25℃)	32.25(25℃)	0.0653(25℃) 0.526(70℃)	9.648(25℃)	(液)+12.7(25℃)	2.491(冰)	0.5—0.1(每天工作八小时)
B_5H_9	60.60	−46.75	227		0.644(0℃) 0.623(25℃)	0.4(0℃) 0.3(25℃)	36.12(25℃)	0.279(25℃)	7.28(25℃)	(液)+7.74(25℃) (气)+15.02(25℃)	1.468(冰)	0.01(每天工作八小时)
$Al(BH_4)_3$	44.5	−64.46			0.570(0℃) 0.549(25℃)	0.280(0℃) 0.210(25℃)	44.3(0℃)	0.157(0℃) 0.474(25℃)	6.871(25℃)	(液)−74.7(25℃) (气)−67.8(25℃)	1.68(冰)	0.01(估計)

第四章　运載火箭的技术实現

§ 4.1 多級运載火箭的級数

我們知道，实現星际航行的重要条件之一，是必須具有足够大的动力，使飞行器具有足够高的速度，由地球的表面飞向太空．也就是在第一章已講过的，如果要发射人造地球卫星，必須具有第一宇宙速度（7.91 公里/秒）；发射宇宙火箭（即人造太阳行星），必須具有第二宇宙速度（11.18 公里/秒）；要脫离太阳系引力場，必須具有第三宇宙速度（16.63 公里/秒）．在現代科学技术的成果中間，能够滿足要求的只有火箭发动机．但是，要用什么样的火箭发动机才能达到这样高的速度呢？为了回答这个問題我們用齐奥尔科夫斯基公式来进一步分析和討論．这里为了分析問題簡化起見，忽略了地球引力和空气阻力的影响．

設 $\frac{M_1}{M_2}$ 为火箭起飞时与燃燒終了时的質量比；V 为燃燒終了时火箭所具有的速度；c 为有效噴气速度．那么

$$V = c \ln \frac{M_1}{M_2} = gI_s \ln \frac{M_1}{M_2}. \tag{4.1}$$

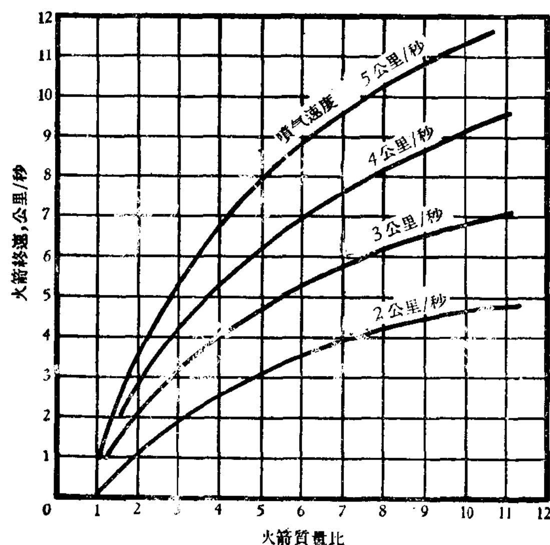


图 4.1　火箭最終速度及噴气速度与質量比的关系

由公式（4.1）我們看到，在不考虑外力作用的情况下，火箭的最終速度（也就是最大速度）V 是与火箭的噴气速度 c 以及火箭質量比 M_1/M_2 的对数成正比，其变化規律可参看图 4.1．也就是說：在一定的推进剂重量之下，火箭本身的重量（即結构重量）越小越好，以便使 M_1/M_2 增加，获得最大的火箭飞行的終速度 V．公式告訴了我們，最大的火箭終速度与燃燒过程的时間或推进剂的絕对重量无关，只和推进剂的重量与火箭的結构重量之比

例有关. 因此,我們可以从提高燃气的噴气速度和增大起飞質量与最終質量之比这两个方面来提高火箭的最終速度. 而燃气噴气速度的提高是受推进剂性能的限制,与推进剂燃烧过程所产生的温度和燃气的平均分子量有关. 假如我們利用目前的一些化学推进剂,所能够获得的最大噴气速度只在 2.5 公里/秒到 3 公里/秒左右. 前一章已說明,目前認为較好的液氧及液氫、液氟及液氫推进剂組合,也只能达到 4 公里/秒左右. 若考虑到火箭可能的結构,火箭最初与最終之質量比不可能大于 10, 按照以上根据,代入齐奥尔科夫斯基公式算出的火箭最終的速度約为 9 公里/秒. 所以,如果考虑了地球的引力及空气的阻力損失,最終速度最多只能达 7 公里/秒,这比起第一宇宙速度也还差一些. 这也就說明了,用目前的化学推进剂的能量,用单級火箭是不能够进行星际航行. 当然随着科学技术的发展,我們也可以考虑利用原子反应堆作热源,以液态氫作噴射工作介質,就有可能把噴气速度增加 2—3 倍. 但这又跟随着带来了一系列必須要解决的技术問题,如耐高温材料、传热等問題. 所以在目前的星际航行里,运載火箭不是单級,而是用多級运載火箭.

另外,我們也可以从提高火箭最初与最終时質量比方面来看;因为質量比是以对数出現在公式里,而数值的对数的增加比算数的增加要慢得多,所以質量比的增加对火箭的最終速度的影响較小. 同时,对于一定的推进剂的重量,質量比是受結构材料的限制,不能无限制的提高,而要提高質量比,一个比較現实的方法就是采用多級运載火箭.

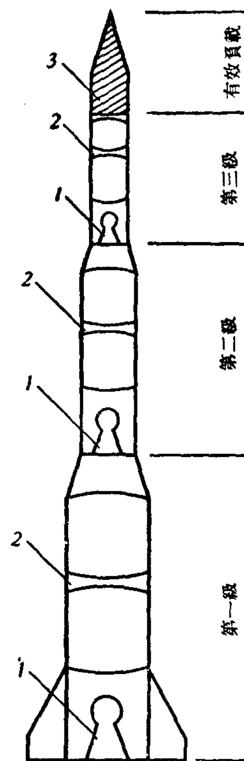


图 4.2　三級火箭示意图
1—发动机; 2—貯箱及其他結构; 3—有效負載.

多級运載火箭的組合(参看图 4.2)是由称为"級"的个体火箭組合而成的,在起飞前形成一个飞行的整体. 每一級是一个独立的工作单位,其內装有自己使用的推进剂及发动机的一切输送控制系統. 当第一級(也叫做最低一級)火箭发动机开始工作时,整个火箭組合便起飞了. 当第一級火箭的推进剂燃烧完以后,使整个火箭組合达到了一定的速度. 这时第一級火箭完成了它担負的任务以后,便自动的脫离火箭組合系統,同时第二級火箭发动机自动点火开始工作,在第一級加速的基础上使火箭組合系統进一步的加速. 这样継續下去,每一級在完成了它所担負的任务以后,就自动的脫离整个系統,一直重复到带有有效負載的最后一級火箭发动机点火时为止,则多級运載火箭最終产生的速度为各級火箭产生的

速度总和．如果为 n 級火箭，則最終的速度为

$$V_N = V_1 + V_2 + \cdots + V_n = \sum_{i=1}^{i=n} V_i. \tag{4.2}$$

其中 V_i 为 i 級在刚刚終止燃烧时所給与被推进的諸級的速度增量 V_i，与該級的有效噴气速度和質量比有关． 如果 c_i 为 i 級的有效噴气速度，$M_1^{(i)}$、$M_2^{(i)}$ 为 i 級点火时及燃烧終了时的火箭質量，它們不但包括 i 級本身的質量，而且也包括了 i 級以上的各級質量和有效負載，那么

$$V_i = c_i \ln \frac{M_1^{(i)}}{M_2^{(i)}}. \tag{4.3}$$

从以上的分析来看，目前在星际航行里的运載火箭肯定是多級的运載火箭，不是单級运載火箭．我們可以看出，应用多級运載火箭具有很多的优点，同时也存在着一些缺点：

首先一个优点是：由于多級运載火箭的每一級，根据它所担負的任务能够独立的进行工作． 当它的推进剂燃烧完后，这一級在完成了自己的任务后就自动的脫离多級运載火箭系統．而被摔掉的一級火箭，其本身具有一定的重量（主要是結构重量如推进剂箱、发动机及控制輸送系統等的重量），这部分重量是不需要将它加速到运行軌道的速度，这样就节省了把不需要加速的那部分重量加速所需的动力，因而减少了推进剂的消耗，提高了运載火箭的設計效果． 由于多級运載火箭有随时丟掉不需要的重量的特性，因而在运載火箭工作的过程中，能够不断的減少飞行重量，使其获得良好的加速性能，逐步达到較高的飞行速度．

第二个优点是：由于多級运載火箭每一級工作的独立性，每一級工作的高度范围是不同的． 如第一級一般是从地面到 70 公里左右的高度飞行，而第二級在 70 公里以上的高空飞行． 因此，就可以相应于不同的飞行高度，采用不同形式的发动机，更好的适应于这一級发动机的工作条件． 例如，可以根据高度的不同，大气压力不同、采用不同的噴管的膨胀比．也可以在各級使用不同的推进剂，如在高空点火困难，就可以采用高比冲的自燃推进剂組合． 为了減少最后几級的重量和簡化結构，采用不同的設計方案；如在最低几級，因为推力大，推进剂的流量大，这时就可以采用渦輪泵組合的輸送供应系統；而在最后几級，推力小，推进剂的流量也小，其推进剂的貯箱尺寸也小，故可以考虑使用挤压式的輸送供应系統更为适宜． 同时也可以考虑在最后几級使用固体推进剂的发动机，使发动机的結构更进一步的簡化，結构重量降低．这样我們就可以在相应的飞行高度及其飞行条件下，从更多方面来选择不同的設計方

案，設計出較好的发动机，也就提高了飞行性能及設計效果.

多級运載火箭的第三个优点是：采用了多級火箭以后，对每一級的推力大小、工作时間等可以灵活的选择，以适应于火箭質量不断減小、軌道傾斜度不断增加的变化. 也就能从一个与发射軌道的要求相适应的加速度，来选择每一級火箭的最初加速度.

多級运載火箭的第四个优点：由于一級一級的运載火箭，当它的推进剂燃燒終了就被摔掉，开动新的一級的发动机，加速度可以調整一次，不至于一直上升，这对于在星际航行里載人的火箭是很有利的. 运載火箭起飞时的推力必需大于重量，一般为重量的1.25到1.5倍；但是它随着推进剂的逐漸消耗，火箭質量的減小，其加速度也跟随上升；另一方面由于飞行高度的增加，火箭的推力也微有增加. 所以質量逐漸減小，推力逐漸上升，这两个因素使得火箭的加速度越来越大，由开始不到一个 g（重力加速度）逐漸的上升到第一級熄火时的加速度 5—6g. 如果不采用多級火箭，而采用单級火箭时，其加速度继續随着推进剂的減少而增大到使人受不了的情况（一般加速度在5—6个 g 时人还能适应）. 使用多級运載火箭就可以解决加速度过大的問題，因为多級运載火箭的每一級的推力不同，我們可以在設計上来控制最大的加速度値. 当第一級工作加速度达到 5—6g，使其熄火被摔掉，第二級开始工作. 而第二級的推力比第一級小得多，故其加速度値就从 5—6g 下降到 1g 左右. 然后又随着第二級推进剂的減少，加速度又逐漸的增加，增加到我們所要求的最大加速度后，第二級熄火第三級开始工作. 这样継續下去，整个加速度随时間的变化是成一鋸齿形曲綫变化. 所以多級运載火箭就可以避免在飞行过程中出現过大的加速度，为人类进行星际航行开辟了道路.

虽然多級运載火箭有这样多的优点，但是，是否火箭的級数越多越好呢？是否可以无限的增加火箭的級数来获得无限高的速度呢？在回答这問題时，我們必須要看到多級运載火箭还有它的缺点，使我們不能无限制的来增加它的級数.

首先一个缺点：随着火箭級数的增加，必然带来整个多級火箭組合系統的复杂化；如控制問題，級数越多越复杂. 当每一級脫落时，由于質量、角慣量的改变，使整个多級火箭組合的动力学性質改变了，控制系統里的一些参数也必須跟随着改变. 每一級脫落时都要引起这些改变，而这些改变都要由控制系統来进行自动地調整. 因此，随着級数的增加，这些調整会变得相当复杂.

第二个缺点是：由于多級运載火箭結构和控制的复杂性，不单是給設計带来了更多的困难，而更重要的是使多級运載火箭工作的可靠性降低了. 随着級数的增加，系

統就越复杂,其工作的可靠性就越低. 即使火箭的性能都很好,但因其可靠性差,那也不是一个好的設計. 所以在多級火箭的設計里,工作的可靠性是相当重要的.

总的看来:在目前的情况下,要实現星际航行,不用多級运載火箭是不可能的. 但是級数要选择恰当,要适可而止. 目前一般的情况是:要发射低軌道卫星(即几百公里高的軌道),使用普通的化学推进剂时,用二級或三級运載火箭就可以了. 要发射高軌道卫星或者达到第二宇宙速度时,級数相应的增加为三級或四級运載火箭. 所以整个設計,一方面要滿足发射軌道的要求,結合已經掌握的发动机,要求多級. 但是一定要与多級运載火箭的复杂性及可靠性結合起来,尽量使級数少. 两方面必須統一起来考虑,不能片面的強調多級.

§4.2 运載火箭的实例

为了給我們一个概念,有較具体的来了解,該举一些运載火箭为实例. 由于資料的限制,下面就介紹一些美国的多級运載火箭的情况(表 4.1). 表里"偵察兵"多級火

表 4.1　美国現有的和即将有的运載火箭

型　号	每級推力*(吨)和推进剂	长**(米)	最大直径(米)	有效負荷(公斤)***		
				到550公里高軌道	第二宇宙速度	到土星和金星附近
"偵察兵"	第一級 46.7 (固体) 第二級 28.1 (固体) 第三級 6.2 (固体) 第四級 1.3 (固体)	19.8	1.0	68		
"婚神 II"	第一級 68.0 (液氧及煤油) 第二級 6.8 固体 第三級 1.8 固体 第四級 0.7 固体	23.5	2.7	43 (最大)	6.8	
"雷神-Delta"	第一級 68.0 液氧及煤油 第二級 3.5 白烟硝酸及偏二甲肼 第三級 6.8 固体	28.0	2.4	227	27	
"雷神-Agena B"	第一級 74.8 液氧及煤油 第二級 6.8 紅烟硝酸及偏二甲肼	26.2	2.4	726		
"宇宙神-Agena B"	第一級 166.5 液氧及煤油 第二級 36.3 液氧及煤油 第三級 6.8 紅烟硝酸及偏二甲肼	30.0	3.05	2270	340	
"宇宙神-半人馬座"	第一級 166.5 液氧及煤油 第二級 36.3 液氧及煤油 第三級 13.6 液氧及液氢	32.0	3.05	3856	1134	680

* 在海平面上的推力.
** 不計有效負載的長度.
*** 有效負載有时包含了最后一級火箭的結构重量在內.

箭全部是使用固体推进剂，它可以作为小負載的运載火箭，如进行仪器的高空探测时用．而“婚神 II”多級运載火箭的效率低，現在不使用了．“雷神-Delta”是“雷神”中程弹道式导弹作为第一級，第二級是“Delta”；由于“雷神”比較成熟可靠，所以用得較多．而“雷神-Agena B”的第二級是另一个叫“Agena B”的火箭．“宇宙神-Agena”和“宇宙神-半人馬座”都用“宇宙神”为基础，再在上面加了“Agena B”或“半人馬座”火箭．“宇宙神”是洲际弹道火箭，它是一个一級半的火箭，其一級半的意思是指：有三个发动机，中間一个小的发动机，其推力为 36.3 吨，而两旁各一个大的发动机，其推力为 84 吨．这三个发动机在起飞时同时点火．当工作了 100 多秒以后，两旁推力为 84 吨的发动机熄火后自动的脱落，而中間一个小的发动机仍継續工作．所以它們是同时点火就不能称为二級，同时又因两个发动机熄火后一个仍継續工作，也不能称为一級，故就称为一級半．它这样安排的主要目的，是为了避免高空点火的困难和不可靠性，所以制成全部在地面点火，使其起动可靠．但由于整个火箭还有些問題，所以“宇

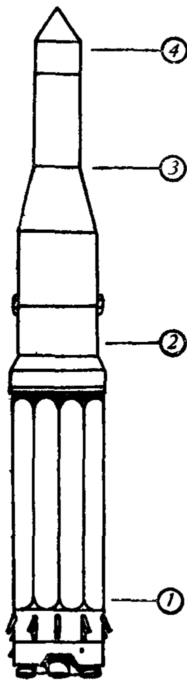


图 4.3　“土星”C-1
① S-1；② S-4；③ S-5；④ 有效負載．

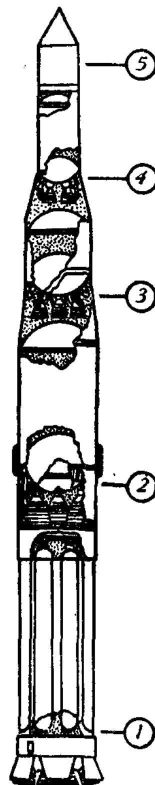


图 4.4　“土星”C-2
① S-1；② S-3；③ S-4；④ S-5；⑤ 有效負載．

宙神”多級火箭目前用得很少．現在发展的“半人馬座”采用了两个在上一章中所講的 LR-115 液氧及液氫发动机，使“宇宙神-半人馬座”运載火箭比“宇宙神-Agena B”运載火箭的性能有所提高，但是現在还在試驗中．

象在第一章中所講的，美国目前努力发展的是“土星”运載火箭．它一共有三个方案：三級的 C-1 型（图 4.3），四級的 C-2 型（图 4.4）和五級的 C-3 型．組成这些型号的各級实际一共有五种 S_1, S_2, S_3, S_4 及 S_5，它們的尺寸及性能見表 4.2．S_5 实际上

表 4.2 組成“土星”运載火箭的各級

	S_1	S_2	S_3	S_4	S_5
C-1 型中的用途	第一級			第二級	第三級
C-2 型中的用途	第一級		第二級	第三級	第四級
C-3 型中的用途	第一級	第二級	第三級	第四級	第五級
直 径 （米）	～6.7			5.5～5.6	3.05
长 （米）	25.0		28.6	15.25	16.20
发动机数和型号	8 × H-1	4 × J2*	2 × J2**	4 × LR115	2 × LR115
推 进 剂	RP-1 煤油及液氧	液氫及液氧	液氫及液氧	液氫及液氧	液氫及液氧
推 力 （吨）	8×85.4=683***	4×90.7=362.8	2×90.7=181.4	4×7.94=31.76****	2×7.94=13.60

* 可能安装 6 台 J2 发动机

** 可能安装 4 台 J2 发动机

*** 推力預計可增到 8×113.4=907.2 吨

**** 推力預計可增到 4×9.07=36.28 吨

就是上面所講的“半人馬座”的改进型．由这些級所組成的三个“土星”方案的性能見表 4.3；可見如果“土星”运載火箭一旦实現，它的运載量将是可观的．C-3 方案預計还可以将載人飞船送达月球，在月球上安全着陆，然后返回地球．

表 4.3 “土星”运載火箭的方案

方 案		C-1	C-2	C-3
	級 数	3	4	5
	各 級 型 号	$S_1+S_4+S_5$	$S_1+S_3+S_4+S_5$	$S_1+S_2+S_3+S_4+S_5$
	全 长 （米）	～56.5	65～70	
	起 飞 重 量 （吨）	550—580		
	計划第一次发射时間	1963—1964年	1965—1967年	
有效負載（公斤）	将卫星送入 480 公里高的軌道	9,980	20,400	25,000
	将飞行器送入繞月球后面的軌道	5,440	載人飞船	—
	将火箭送入行星际軌道	4,080	7,700	—
	将卫星送入 24 小时的軌道	2,040	4,080	—
	向月球作安全着陆	1,090	2,270	—

“土星”的第一級 S_1（見图 4.5）是三个方案通用的，可与不同上面几級及不同有

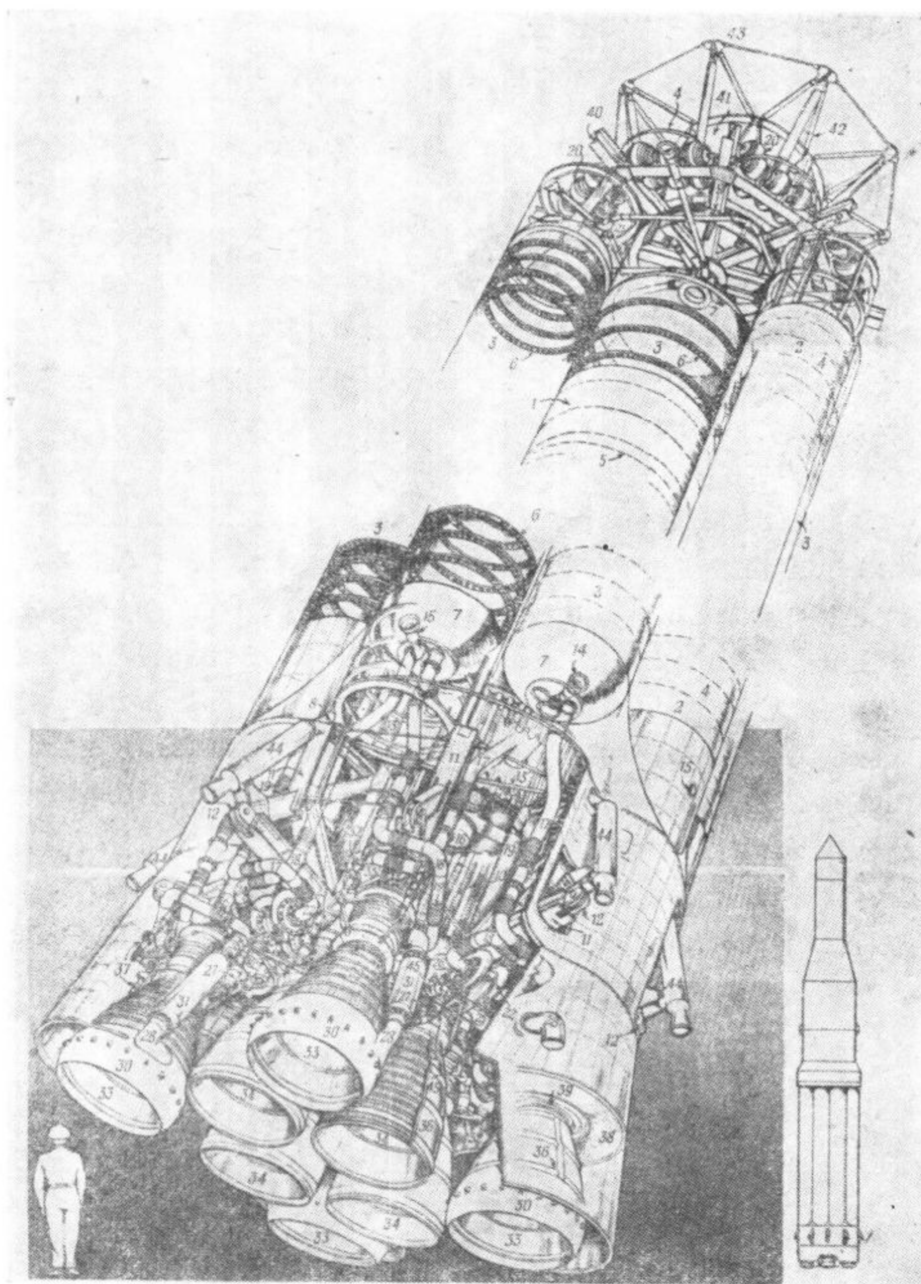


图 4.5 “土星”火箭第一級的結构詳图

1——中央液氧箱； 2——外围煤油箱； 3——外围液氧箱； 4——外围煤油箱； 5——焊縫； 6——隔框； 7——箱底； 8——外围推进剂箱的定位构件； 9——中央液氧箱的定位构件； 10——加強肋； 11——推力架； 12——支撑凸耳； 13——抗拉杆； 14——液氧加注口； 15——煤油加注口； 16——中央貯箱的加注和輸出接头； 17——液氧輸出歧管； 18——煤油輸出歧管； 19——波紋管； 20——高压气瓶； 21——推进剂箱的清洗和通风管； 22——液氧泵； 23——液氧輸出活門； 24——燃料泵； 25——潤滑油和添加剂貯存器； 26——渦輪； 27——火药起动器； 28——渦輪排气管； 29——燃料迴流管； 30——吸气器； 31——热交換器； 32——渦輪泵安装架； 33——外圈发动机； 34——内圈发动机； 35——常平推力座； 36——燃烧室保护套； 37——液压常平作动筒； 38——鍍金隔热板； 39——軟盾密封层； 40——蛛网形架； 41——回收系統容器； 42——联結杆； 43——第二級火箭的承座； 44——回收系統的反向火箭； 45——渦輪燃气发生器。

效負載組成不同的組合．整个火箭的重心位置、轉动慣量、空气压力分布以及軌道上加速度等都随組合的不同而改変，第一級的設計必須适应这些要求．而設計的重点放在結构強度上，据說安全系数比一般大型火箭高20%．由于強度增加，从而使运載火箭可以回收，以便多次使用．第一級飞行时的控制精确度要求不高，这是一方面因为采用8台发动机幷联，推力可能有参差，很难精确地控制，而另一方面第一級的主要任务是把上面各級送出稠密的大气层，也不要求很高的控制精度．第一級长25米，直径約6.7米，工作时間为120秒，在30公里的高空熄火脫离，这时火箭的速度約1.5公里/秒．第一級一共有九个幷列的推进剂箱，一个中央圓筒和外围的八个圓筒．中央圓筒是液氧箱，长15.2米，直径2.7米，壁厚6.35毫米．外围圓筒中有四个液氧箱，四个煤油箱，两者相間配置；圓筒直径1.78米，壁厚2.3毫米．外围液氧箱与中央液氧箱等长，煤油箱比液氧箱稍短，长14.9米．各液氧箱之間和各煤油箱之間用管連通．第一級的八台发动机配置成內外两圈（見图4.6）：內圈四台固定在推力架的中央圓筒上，发动机軸綫与火箭軸綫成3°角，以便每台发动机的推力接近地通过重心．外圈的四台发动机每台有两个液压机控制，可作各方向的摆动；径向最大摆角为10°，側向为±7°．在正常位置，发动机軸綫与火箭軸綫成6°角，使每台发动机的推力接近地通过重心．八台发动机在同一电信号的控制下，成对分批点火，以避免由于推力驟然增加而产生強烈的震动；点火次序是由內至外，时間間隔約0.4秒．点火后，在将近3秒鍾內火箭的推力便达680吨的額定值．同样，关車也是成对分批进

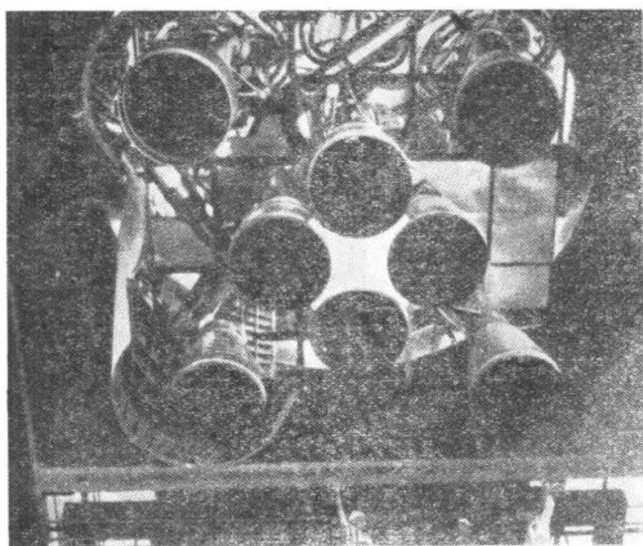


图4.6 "土星"火箭第一級发动机的配置

行的，不过时間間隔較小，为 0.2 秒．目前第一級已进行过一次試射．

在这里特别应該指出的是：我們在很多英美的文献中，看到了用数学中的变分法来求得多級运載火箭的最佳級数值．我們認为这是脫离实际的，沒有多大的实用价值．因为，在設計火箭时，有很多方面的問題和限制，必須要考慮进去．例如：发动机的选择，对于大多数的設計工程师来說，沒有多大的活动余地；因为一个新的发动机产生，最快估計需要二年半的时間；我們不能等待这样长的时間来設計多級运載火箭，而只能根据現实可能利用的，并且是目前所具有比較好的发动机来进行設計．另外如推进剂的选择也是如此．一种新的推进剂的使用也是一件不容易的事情，也需要一定长的时間去积累經驗，熟悉性能等等．这些問題已在上章中加以闡明，但它們不是用数学計算的方法所能解决的．当然，多級火箭的最佳設計方案是存在的，它是在估計了一切条件以后，来比較到底使用多少級，每一級使用几个发动机較好、哪些型式的发动机組合起来工作性能最好等等，进行一系列的全面比較分析以后，把可能性和現实性結合起来，最后得出一个最佳的方案．因为各方案参数的变化是不連續的，不能够用数学上的变分法来求得最佳方案．

§4.3 結构重量、結构比

由§4.1的叙述中，我們可以看到，在多級火箭的設計中，降低結构重量对提高設計效果和增加火箭飞行的速度等方面，都有很重要的作用，所以不断地改进設計，不断地降低結构重量是我們努力的目标．因此，我們要进一步来研究結构重量，找出降低結构重量的努力方向．为了給我們一个数值上的概念，首先举一个設計师較現实的估計数据的例子．如果用四級火箭把一个較大的而且能回到地球上来的卫星送到1,600 公里高的軌道上去，卫星有翼，能用滑翔的办法回到地球上来．根据現有的技术，第一級是使用液氧及煤油推进剂組合，第二、三、四級是使用液氫及液氧的推进剂組合．第四級推进剂量很少，是因为前三級已經加足了速度，而第四級主要是起拉平軌道的作用．其数据如下：

表 4.4　多級运載火箭的例題

	第四級	第三級	第二級	第一級	有效負載重量（公斤）
推进剂重（公斤）	657	21,340	69,500	218,000	8,690
結构重量（公斤）	207	3,180	8,000	21,400	
点火重量（公斤）	9,554	34,074	111,574	350,974	
結构比		9.35%	7.2%	6.1%	

第四級上帶的有效負載的重量共 8,690 公斤，其分布如下：

結构重量	3,640 公斤
发动机（返回用的火箭）	455 公斤
必要的設备	2,730 公斤
航行員及他們的給养（14 天）	455 公斤
其他科学仪器設备	1,410 公斤
总計	8,690 公斤

表中的結构比是指每一級的結构重量（不包括有效負載或上一級）与該級点火时，包括上一級和有效負載在內的重量之比，也就是

$$
\text{結构比} = \frac{\text{不包括有效負載或上一級的結构重量}}{\text{点火重量}}.
$$

从表 4.4 中可看到，結构重量随着級数往上而減少，而結构比是增加的.

結构重量的組成

(1) 发动机的結构重量　V-2 火箭发动机是 1935 年产生的，它是一个較重的发动机. 但是現代的液体发动机，每 1 吨推力只要有不到 10 公斤的重量，即推力与发动机的重量之比为 100/1 以上.

(2) 結构及箱体　V-2 火箭之所以很重，主要是它的液氧酒精貯箱和外壳是各自独立的，形成双层結构，即装液氧酒精的箱体是一单独用鋁制的貯箱. 在液氧箱与外壳之間，还用玻璃棉隔热，故这样的結构就使重量增加了. 現在不考慮用双层結构，而是推进剂箱体本身就是火箭外壳. 也就是說直接在外壳內装推进剂，这样就省掉一层重量. 当然因此而带来了另外的問題，液氧因无隔热层而产生揮发、結霜等問題，但可以用另外的办法来解决. 同时还可以考慮用充气薄壳結构来減少結构重量；充气是为了增加其整个結构的刚度，使其更加稳定. 一般充气的压力在 2—3 个大气压就可以了. 如"宇宙神"多級火箭就是用很薄的不銹鋼板焊接而成. 总的来說就是要从設計、材料及結构各方面来想办法最大限度的減小其結构重量.

(3) 控制系統的結构重量　由于多級运載火箭是一个复杂的組合系統. 它有一个极复杂的控制系統来对整个火箭各系統部件的工作过程进行自动控制，因此其控制元件是相当多的. 虽然它們每一个元件都是非常小，其重量与总重量比起来是非常輕的. 但是由于数量很多，所以每一个元件的重量那怕是減少一克，其总的效果也

是相当可观的，因此不能忽略这些小元件的重量. 所以我們在設計时不能够以公斤来計算減少量，而应該以克来計算其減少量. 也就是說，那怕是減少一克的重量，全体設計人員也要尽最大的努力来做到.

（4）**控制执行元件的重量** 如燃气舵的舵机，是一个用油压系統来推动舵工作的.

以上几部分为結构重量的主要組成部分，其他还包括了一些尺寸、重量、大小不同的元件，我們在設計过程中也要尽可能地来減少这些組成部分的重量. 这是我們所有参加火箭設計的每一个工作人員必須努力的方向. 不但要看到大件設备的重量減少，更重要的要看到千万个小零件的重量減少. 有人对大型火箭作过估計，其重量分布如下：

元件重在 2.5 公斤以下的占总的結构重的	46.1%
元件重在 2.5—5 公斤之間的占总的結构重的	13.2%
元件重在 5—12.5 公斤之間的占总的結构重的	8.1%
元件重在 12.5 公斤以上占总的結构重的	32.6%

所以在火箭的設計里决不能忽視小部件的重量，在小部件上卽使減少一点重量也能积少成多，对減少結构重量是相当重要的. 而我們主要控制的指标不是絕对的結构重量，而是相对的結构重量，卽結构重量的百分比；減少百分比是非常大的一件事情，总希望結构比（卽結构重量与起飞重量之比）愈小愈好.

那么結构比到底是以什么参数来决定的呢？我們把上面所說的各項結构重量分别来看，首先对液体火箭来說，发动机的重量是与推力成比例的；而因为結构及箱体主要是承受发动机的推力作用，所以如果忽略推进剂密度大小所引起箱体大小的影响，那么結构及箱体的重量也是与推力成比例的；执行元件也主要是为了改变推力的方向，所以执行元件的重量也与推力成比例. 只有控制系統的重量不与推力成比例，但控制系統的重量不算太大. 所以我們可以說結构比大致是推力的函数. 但是对液体运載火箭来說，推力一般为点火重量的 1.25 至 1.5 倍，所以推力这个参数可以用点火重量来代表，而說結构比是点火重量的函数. 图 4.7 就表达这样的关系.

从图 4.7 看出，火箭的点火重量增大，結构比就降低，这是因为大火箭可以設計得更加精致，图上也标上了四个火箭的具体数据，卽 V-2、“雷神”、“宇宙神”和“大力神”；V-2 火箭是老設計，結构比自然大，不能代表現代火箭技术. 图 4.7 中的曲綫是一个估算性质的曲綫，估計得保守些就用最上面一条曲綫，而估計得較理想些就用最下面一条曲綫. 我們認为用中間一条曲綫較为适宜. 但是，图 4.7 的关系不是一成

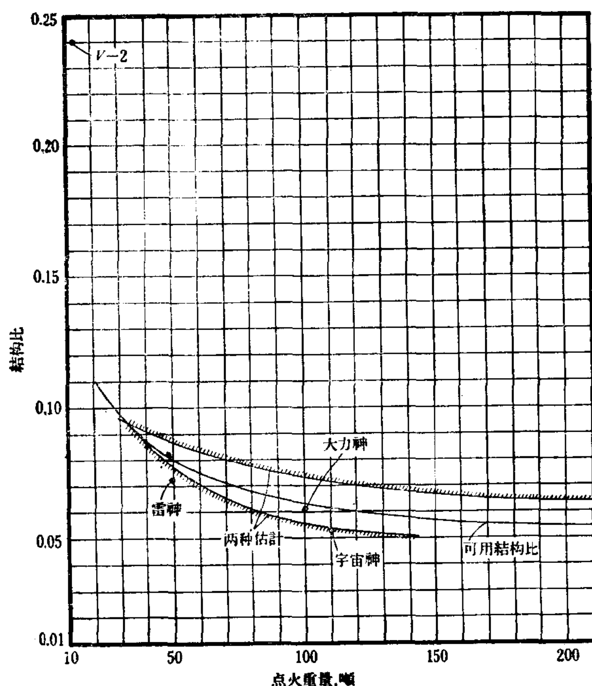


图 4.7　火箭結构比与点火重量的关系

不变的,随着新材料的发現,出現了新的工艺,可設計出新型的結构形式,而这三者的密切結合是可以降低其結构比,改变結构比的曲綫. 总之,运載火箭的机体重量的減輕是材料研究工作者、材料生产者、強度研究工作者、結构設計师、工艺师、制造工人的集体創造,他們都对最后的成果有貢献.

§4.4 运載火箭的設計过程

在这一节里,将对运載火箭的設計过程作一般性的概述;如何从依据提出的火箭研究和使用的要求, 通过一系列的設計和試驗, 最后設計和制成可供实际运用的火箭,使讀者对过程的主要阶段有所了解,初步掌握設計的主要要求和原則.

現代火箭系統总起来可分为三大部分:火箭結构,发动机和控制系統. 在設計火箭时这三个部分是各自分别进行的. 但是,它們之間是相互影响、相互关联着的. 因此,它又統一在共同的要求之下, 統一在結构总体設計的領导之下, 由总体結构設計来平衡各个設計部分之間所产生的問題.

火箭的設計工作也和其他事物的发展規律一样, 是一个不断发展的連續过程. 但是,在发展过程中又有它固有的不同的发展阶段. 这种設計是具有高度的严格性

和严密性．因为，火箭是用于星际航行上，因而必須保証它的可靠性，并能十分精确地执行它的任务．这种要求实质上就是要求整个火箭上的千万个零件和部件都必須非常可靠，而且是精确地相互配合．要达到这样高的要求，如果不按照严格的步驟进行設計、制造和試驗，各个部門不能严密地配合协調整个工作，則必然使整个庞大的設計工作混乱不堪，而最后不但不能得到預期的效果，而反会导致整个工作的失敗，造成时間、人力、物力和財力上的巨大損失．

通常运載火箭的設計工作可以分为如下几个阶段：

第一阶段　設計方案的初步选择

火箭的性能都是由它的用途和任务而定．設計时所采用的发动机、結构、控制系統以及結构的材料可以不同，但所設計出的火箭都可滿足所提出的任务的需要．然而，所設計出的火箭的尺寸、加工工艺、技术条件、可靠性、准确性及成本等却可能产生很大的差別，甚至会影响到設計的具体实現．因此，設計方案的选择必須是愼重的，一般都采用多方案比較的办法，从最初提出的十几种或更多的方案中进行比較和选择．这种选择旣要照顧到設計出的火箭的高度可靠性和实用性，而且也要考虑到現实性和可能性；即是要考虑到目前国家的科学水平和生产水平以及科学研究新成果的运用．方案的选择是通过专門的总体結构設計部門，經过全面的比較之后方能从这些方案中确定出几个比較好的方案，以作为进一步定案的基础．

第二阶段　方案的确定

上面已經提出的几个比較好的方案，还只是由总体設計部門根据任务要求的初步选择．而要最后定案，就必須协同发动机和控制系統的設計部門再进一步商討比較，最后共同提出一个最佳方案；这个方案也可能是几个方案中的一个，也可能是吸取这几个方案的优点重新提出一个更好、更切合实际的方案．

这一步工作是十分重要的．因为，我們所提出的方案都必須根据已有的发动机和控制系統，加以适当的修改后，来組成方案的基础，而不能以全新的、还沒有研究、或正在研究而沒成功的发动机和控制系統来作为基础．要研究出一新型的发动机和控制系統需要很长的时間，同时由于还沒研究成功，也无法給火箭設計提供准确而可靠的数据．因此，在确定方案时必須吸取发动机及控制系統設計部門的意見，看看他們是否能够按照方案的要求，按时提供可靠的发动机和控制系統，以及从他們本身設計的角度出发对于火箭結构設計的要求是什么．当大家取得一致意見之后，火箭設

計的方案卽可就此而定. 这时总体設計部門也就可以向結构設計、发动机及控制系統設計部門提出初步設計的要求. 各部門接受此任务之后就可以开始初步設計、研制及試驗工作.

第三阶段 初步設計

初步設計是方案的进一步具体化. 它把方案中所提出的任务要求和必要的参数进行具体的計算,对結构的布置进行研究,并审核重量的平衡和修正等. 因此,初步設計是一項細致的工作,它主要分成三个部分进行:結构設計、发动机設計和控制系統設計. 結构設計的工作內容是进行具体的总体設計和部件設計,詳細地选择材料和結构型式,并最后对整个火箭設計进行总平衡,提出各部分的詳細参数,向发动机和控制系統設計部門提出具体的設計参数和設計任务书.

发动机設計部門在这个期間的工作內容及程序已經在第三章有关部分中作了系統的概述. 控制系統的初步設計內容及过程将在以后的章节中論述.

第四阶段 工艺設計

这一阶段的工作是在初步結构設計工作的基础上,进行更进一步計算和設計——工艺設計. 前面已經談过,降低火箭的結构重量是火箭設計中具有极其重大意义的工作. 因此,工艺設計与初步設計之不同点是要精确地設計出整个火箭的結构,每个零件及部件,仔細研究零件或部件的形狀、尺寸、強度和重量. 总之,目的在于設計出結构強度高,工作可靠而又要挖去任何多余的重量. 虽然設計是十分精确的,但是,由于人們設計技术水平有限,对材料性能掌握不够,对一些新的部件或零件設計的經驗不足等原因,而使单純由理論上設計出来的东西不一定能符合实际情况,卽这些新的零件或部件的強度、重量和可靠性并不一定都恰如其分. 因此,必須对这些沒有把握的零件或部件加工生产,进行模拟尺寸或全尺寸的各种試驗,以鉴定其性能、強度,并对設計不合理的地方加以改进,最后达到全部零件工作可靠而結构重量又达到最輕的要求. 只有当这一步完全通过时才能算火箭結构的工艺設計基本上完成.

与此同时,其他两个部門也根据总体設計所提的有关参数和設計任务书,对发动机及控制系統分別进行相应的修改和試驗,最后提出一套完整的符合于所設計火箭要求的发动机系統和控制系統.

在这过程中,由于对原来的发动机及控制系統有了改进,而使所提供出的部件的性能有所变化,一般說变化不会很大. 所以总体設計最后还需根据各部門的最后設

計結果作一次方案性的調整，把有关各方面的修正数据吸取到最后的技术設計中，这样才算最后設計出整个运載火箭，拿出整套可供样机制造的图紙.

在这一阶段进行中，由于完成了整个火箭的設計，因此，就可以考虑火箭制造出来后，所需进行的一系列試驗及所必須的地面設备，把地面設备設計任务书提供有关部門設計和建設．这些設备主要包括：測試系統、地面控制系統、运輸起重設备、推进剂的加注系統、发射、观測等設备以及其他的附属設备.

第五阶段　样机的生产和地面試車

当发动机和控制系統的研制工作接近完成时，就可以进行样机的生产．由于所設計出来的火箭是經过了各个部件的各种試驗，性能比較可靠．但是，为了保証生产出的样机眞正达到設計要求，还必須生产一定数量的样机来进行各方面的試驗．首先，样机的地面試驗，这同样是一件十分复杂的工作．它分为如下几个步驟来进行：

破坏强度試驗　破坏強度試驗亦称为靜力試驗．試驗的目的是考核火箭的結构所应当承受的靜力負荷，看看它的強度是否能全面地滿足設計的要求．很显然，結构的各个部件或零件的強度已經經过部件实驗可以满足要求；但是，装配成一个整体之后，由于受到其他部件的影响，因而可能所承受的負荷有变化，以致使部件破坏．在強度試驗中这种問題会大量出現，但因有了以前几个阶段的严密工作，所产生的各項問題不会太严重，只需对个别部件加以修改后卽可达到要求.

水平測試　破坏強度試驗完成之后，就可以进行包括发动机及控制系統在内的总装配．装配完成之后就在装配厂内进行水平測試（因一般火箭的总装工作都是水平装配）．由于原来的結构、发动机及控制系統本身就十分复杂，现在要装到一起并协調工作，因此也就更加复杂了．水平測試的目的是要把装配好的火箭，以模拟訊号輸入，測試其各个部件的工作情况是否正常、协調．装配过程中各部件相互之間以及一些偶然因素的影响都会导至系統的失灵．因此，必須进行精細的測試、修改和調整，直到一切故障完全消除，才能結束水平測試工作，而进入垂直測試工作.

垂直測試和全机試車　水平測試完成后，説明整个系統总装配正确无誤，并且各部分运轉正常协調．这时卽可将火箭运往全机試車台，将它垂直固定在試車架上准备作点火試驗．但是，在点火之前还必須作垂直測試，卽进行和水平測試相同的測試和一些其他特殊的測試．只有垂直測試通过后才能作全机地面点火試車．垂直測試的目的在于水平測試后火箭又經过运輸、豎立和固定等过程，不免受到一些振动，并且在由水平变为垂直位置时，整个系統受力状况有了变化，因此可能产生局部失灵，

通过垂直测試即可及时发現这些問題，以便修补和調整.

从火箭設計制造到現在，一直是进行純部件試驗和模拟試驗. 虽然以前的許多試驗都是十分严格和周密的，但是发动机、控制系統、結构部件等并沒有受到点火試車的考驗. 因此，全机試車則是进入了一个近似眞实的試驗. 垂直测試結束后，即可按照所要模拟的条件，进行正式点火試車(对高空火箭可在模拟高空条件下作点火試驗). 由于火箭系統非常复杂、精細、設計要求很高，而发动机在工作时和火箭实际飞行时，振动是十分剧烈的. 因此，这一步模拟外界条件的試車是必不可少的，它可以确切的鉴定整个系統工作的可靠性，为飞行試驗打下可靠的基础. 如果发現問題，也可以在发射前进行必要的修正.

第六阶段 飞行試驗

通过以前一系列实驗而使整个火箭的可靠程度得到了訊眞的考驗. 但是，最終的目的还是要眞正进行发射. 火箭在飞行时不但有振动、摆动等問題影响火箭各部分运轉过程，而且还有火箭的稳定、弹道控制、气象条件、各級之間的熄火脫离、点火的配合等十分复杂的問題，也影响着整个系統. 这个問題远非地面試車及模拟試驗所能够全部解决的.

对于多級运載火箭的飞行試驗，也是分成若干步进行的. 首先是第一級火箭加上一个假的第二級火箭(重量、形状、尺寸同第二級，但不带第二級的发动机)，进行飞行試驗，看两級之間配合情况是否正常. 然后才进行第一、二級联合飞行試驗，余此类推. 只有这样逐步进行試驗都成功之后，才能作整个火箭的飞行試驗，最后提供出一可靠的、性能符合要求的运載火箭，予以发射人造卫星和星际航行使用. 苏联屡次向太平洋中部放射火箭就是这种飞行試驗，每一次的試驗是标志着苏联在星际航行用的运載火箭方面又有了新的发展，在作新运載火箭的最后調整工作.

从运載火箭的整个設計过程充分地說明了这套技术是十分复杂而严密的，要求也是很严格的. 因此，从事这項工作的人必須是用严肃訊眞的态度来对待，任何輕浮草率都对整个工作带来不可估量的損失.

§4.5 星际航行場

星际航行場是一个范围相当大，設备也非常复杂的綜合性的試驗場和发射場. 因为火箭的研究不单在发射前需要进行許多精确、全面的測試和試驗，而且在发射时及发射后更需要大量的輔助設备；如測試、控制、导航、观察和記录的电学、光学、无綫

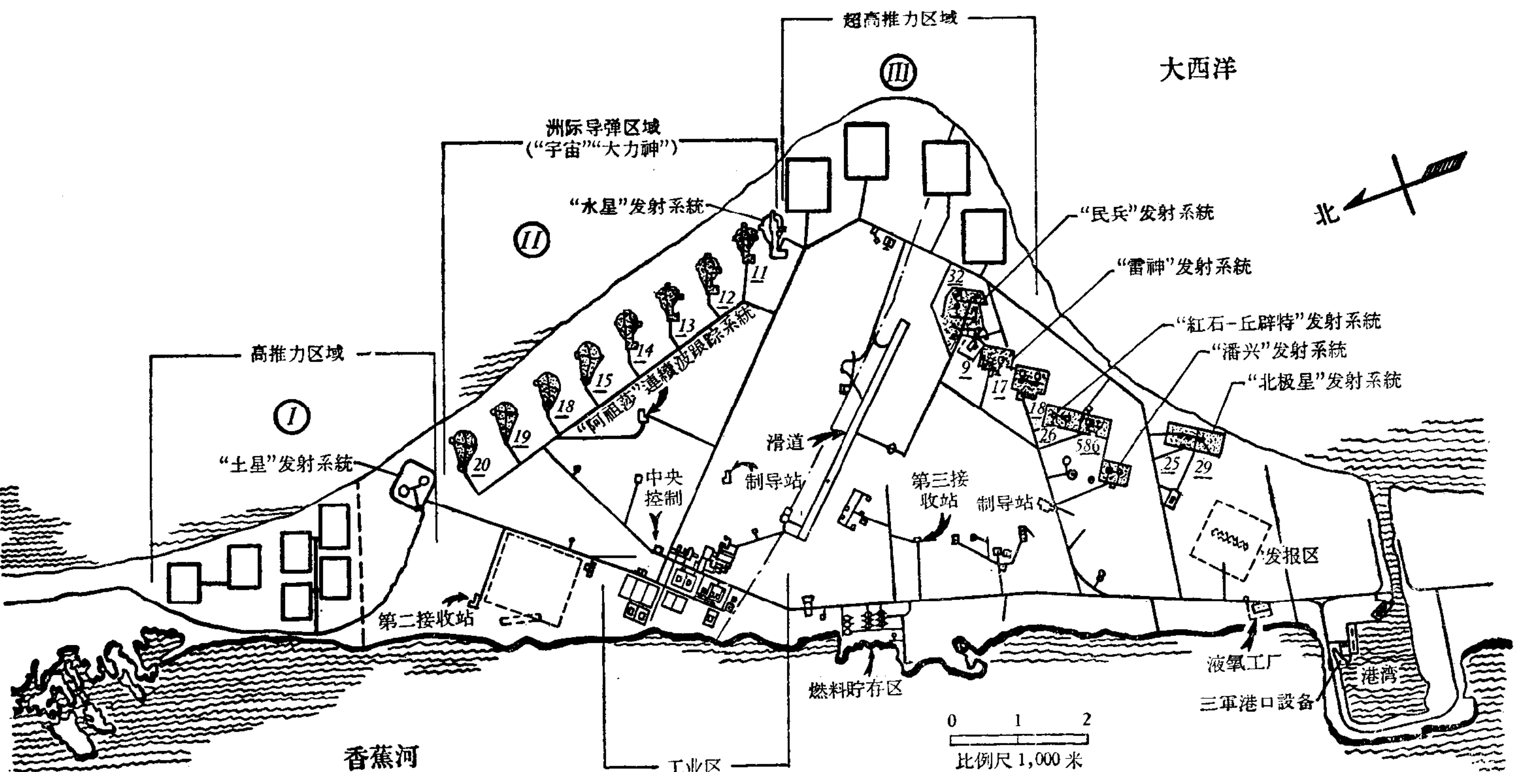


图 4.8　卡納維拉尔角試驗場

电雷达、通訊等設备．因此，沒有这样复杂的星际航行場就无法进行发射試驗工作或至少是不能很好地进行这些工作．星际航行場的設备远比航空用的飞机場复杂得多．現在世界上最完备、最先进的星际航行場是苏联的拜科努尔星际航行場．它位于哈薩克加盟共和国的中部，大約东經 66 度和北緯 48 度，是一片广闊的原野．加加林和季托夫两位宇宙航行員就在这里起飞．

为了引用具体資料說明問題，我們在下面介紹一个美国的发射場．图 4.8 即为美国当前最大的火箭及导弹試驗和发射場——卡納維拉尔角(Cape Canaveral)靶場．它位于美国南部弗罗里达州的一个半島上，东面是大西洋，南面是加勒比海．射程向东南可伸延长达 8,000 公里，并且这里水、陆交通极为方便，便于运輸．气候条件良好，晴天很多，便于观察和全年試驗．

图中白色方块表示未来的发射台，深色表示現有和正在施工中的发射台．(I) 部分是高推力区，将有 6—7 个推力为 454—900 吨的发射台，以供大型軍事卫星和空間飞行器試驗使用．“土星”火箭发射台也包括在內．(II) 部分为洲际导弹区域，其中有四个台主要发射“大力神”和“宇宙神”导弹．“水星”火箭发射台也在这个区域內建設．此外，还包括有其他一些用于中程及洲际导弹的发射台．(III) 部分是将来要建的超高推力区域．这个区域主要用来发射大型人造卫星和月球火箭，其中将包括推力为 1,350—1,800 吨的发射台一个，2,300 吨发射台二个，4,540 吨发射台一个．在 (III) 部分的南边还有“民兵”、“雷神”、“紅石”、“潘兴”和“北极星”等导弹发射場．此外，靶場还包括了为发射服务的测試、控制、制导、通訊、跟踪系統、推进剂仓庫、液氧工厂、工业区(主要是修配厂、办公楼等)、海港及飞机場等附属設备．在大西洋中沿导弹发射路綫还有十多个島屿上設有观察站以及十余艘船只作为流动观测站和从事弹着点的調查、打捞工作．总之整个靶場是一个十分复杂、庞大的系統，这里不能詳細一一介紹，只能以“土星”发射区及其一些主要設备为例作重点介紹．

(一) 发　射　区

这里我們以“土星”发射区为例(图 4.9)来概述发射区的主要設备．“土星”发射区是建設在卡納維拉尔角靶場的“高推力区”內(見图 4.8)，推力为 454—900 吨，共有两处 34 及 37 号发射場．区中的主要部分分述如下：

发射台　用鋼筋混凝土筑成(12.8 米見方 8.2 米高)，台下有倒“V”形的火焰偏流槽，以备火箭起飞大量燃气順槽排出，以及发射台地下室(图 4.10)．

装配及工作塔　工作塔是一桥式鋼結构架．塔高 93 米，寬 39.6 米，重 2,800 吨，

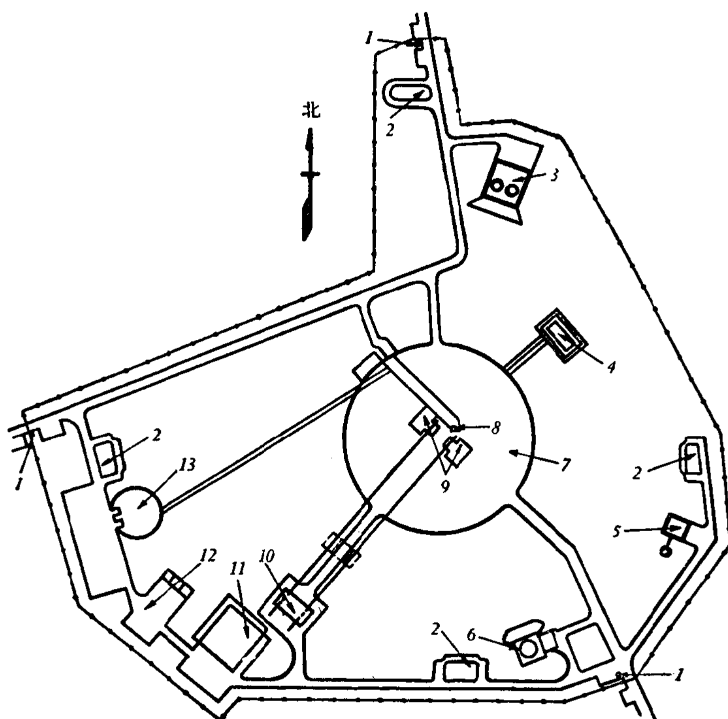


图 4.9 "土星"火箭发射区

1——警卫室; 2——摄影站; 3——液氫貯存設备; 4——貯水池; 5——燃料貯存設备; 6——液氧貯存設备; 7——发射区; 8——纜塔; 9——发射台; 10——发射工作塔; 11——附屬建筑; 12——高压設备; 13——发射控制中心.

塔上有40—60吨起重机、升降机,并在每隔一定距离有一层工作台,以使工作人員装配工作方便. 塔底有輪子,使塔可以0.45—12米/分的速度在固定的軌道上移动. 火箭的竖立和各級的連接,各項检查、測試工作都借助于此塔来完成. 在发射前,塔一直在火箭附近工作,开始发射时則把塔开离火箭,以便发射火箭(图4.11).

纜塔 用来支持电纜及导管,安装有液氮冷却箱、冷冻机、地面液压装置等設备,以便进行加注、供电和測試工作. 塔高达72米,底面积2.2米^2,塔頂断面面积0.93米^2,离塔底8米起,每隔6.1米有一层工作台. 塔上有一架載重为910公斤的升降机,为升降工作人員及小型工具之用. 頂部有起重量为1.36吨的起重机,以备装卸导管、电纜等用. 此塔是固定在发射台旁不动. 因为它一直到发射前一秒鐘还在进行自动加注推进剂的工作,而且地面控制还需用电纜送訊号入机体.

纜塔室訊号接綫站 主要是由操纵室来的測試控制、訊号电綫集合、分配到纜塔

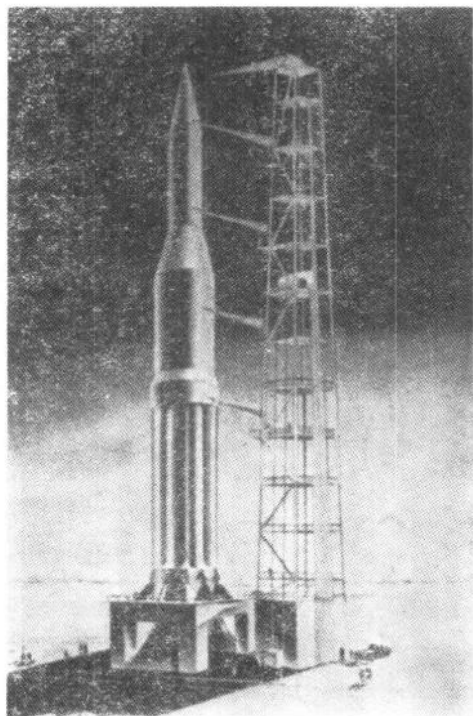


图 4.10 "土星"火箭发射台

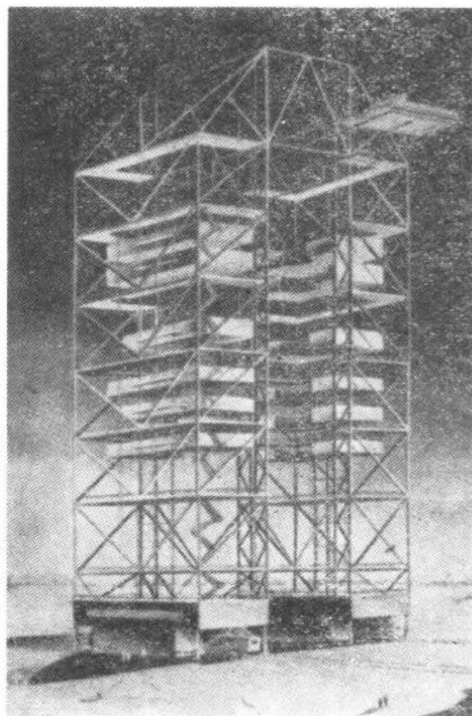


图 4.11 "土星"火箭装配塔

上去.

发射台地下室 它包括如下主要設备:工頻交流驅动的发电机組;发射台訊号接綫站,为整个发射台(包括纜塔訊号接綫站在內)与操纵室的总接綫站;推进系統繼电器組;点火系統;控制系統繼电器組;加注系統,液氧在火箭貯箱中不断揮发而損失,因此在发射前要不断进行补充,这一系統即为进行液氧补充的自动控制系統;断电器組.

操纵室 它是发射控制中心,建筑在离发射台 300 米的地方,是一个圓拱形的混凝土地堡建筑. 高 11 米,直径 47 米,壁厚为 2.5 米,上面鋪了一层 3 米厚的砂子,以保証工作人員及仪器的安全. 在发射准备完毕时,場內人員都得离开或进入操纵室. 操纵室是发射时的中枢,装有通訊、控制設备及通风設备. 有 3,000 条导綫通到发射台訊号接綫站(图 4.12).

操纵室的控制系統 包括有垂直測試台;直流、交流指示台;推进系統台;二、三級台;飞行控制柜;測量及遙測柜;推进剂加注柜;程序控制柜;制导系統測試柜;二、三級測試柜. 这些都是用来对火箭发射、制导及測試的測量、操纵、記录的台和柜.

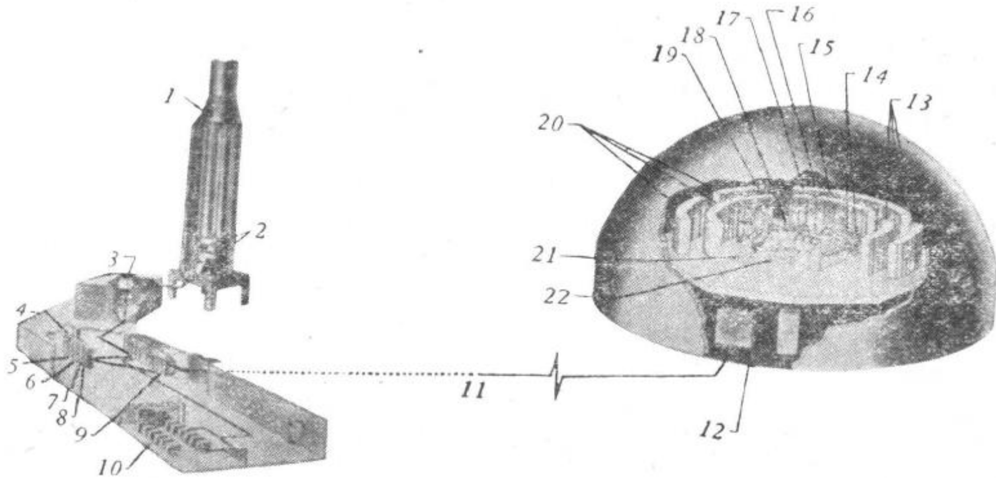


图 4.12 "土星"火箭发射操纵室

1——运載火箭頂部管纜； 2——运載火箭底部管纜； 3——纜塔室訊号接綫站； 4——燃料加注柜； 5——推进系統継电柜； 6——点火控制柜； 7——配电柜； 8——控制系統継电器柜； 9——发射台訊号接綫站； 10——发电机組； 11——305 米长的电纜通道； 12——操纵室訊号接綫站； 13——二、三級測試柜； 14——二、三級控制台； 15——制导系統測試柜； 16——程序仪表柜； 17——飞行控制柜； 18——推进系統和电路控制台； 19——推进剂加注柜； 20——遙測柜； 21——交、直流功率测量台； 22——試験指揮台.

它們的电源、訊号綫、通訊綫都汇集到操纵室訊号接綫站，再由这里发至发射台訊号接綫站轉至各部分.

液氧貯箱及加注系統　液氧貯箱，为发射場的液氧貯存庫的貯存容器，直径为 12 米，容量 473 米³. 采用眞空套的隔热法絕热. 液氧的蒸发量为 0.2%，由一个自行加压的热交换器保持貯箱的內压为 2.7 大气压(表压).

液氧加注系統包括一台加注第一級火箭的排量为 9,450 升/分，压头为 122 米的离心泵；一条长为 225 米，直径 200 毫米的无隔热鋁管. 一台加注第二及第三級用的排量为 3,785 升/分，压头为 183 米的离心泵；一条直径为 150 毫米的不隔热鋁管. 一次加注以后，由于火箭推进剂貯箱中液氧产生蒸发而損失，需要进行补充加注. 补充加注設备包括：容量为 49,200 升、工作压力为 14 大气压的夹层眞空隔热容器，液氧靠容器的压力来輸送；一个气动活門及直径分别为 75 毫米（一級用)、50 毫米(二級用)、25 毫米(三級用)的隔热导管. 气动活門由液面高度控制器及加注計算机控制. 第二及第三級液氧的液面高度(即液氧装量)必須严格控制，直到火箭离开纜塔臂为止.

液氫貯箱及輸送系統　这是为了加注"土星"运載火箭上几級燃料用的. 現在还

沒有具体資料.

煤油貯箱及輸送系統 煤油是存于两个容积为 114,000 升的圓筒形隔热貯箱中. 隔热貯箱放在 5 米高的防护墙包围中. 防护墙靠发射台一面堆有很厚的泥土,以加強防火.

煤油加注系統有排量 3,785 升/分、工作压力为 12 大气压的离心泵二台,排量为 2,270 升/分的循环泵和排量为 2,270 升/分的过滤器組成过滤系統,以便进行定期过滤及加注时过滤. 两台离心泵是通过一条直径为 200 毫米,长 300 米的导管加注入火箭貯箱中,其液面由煤油加注計算机控制,并經常测定煤油比重. 俟加满之后再用引射器将管道中多余的煤油吸出. 加注計算机則計算出煤油加注量,并相应地調节加注液氧量到适合的混合比所需量. 煤油加注前必須过滤和除去水分,以保持純淨.

高压气站 是供应整个发射場以純淨的高压氮气,用于清洗、置換、压送物料等.

在星际航行发射中,除了发射区之外还必須有一套很复杂的輔助設备. 以下是这些設备的簡单介紹.

(二) 計时系統

精密計时是准确测量火箭位置和性能的一項基本要求. 一般采用压电晶体,用一标准頻率每隔 1/100, 1/50, 1/10 秒发出訊号,其时間的基准点是以火箭离开发射台算起. 火箭竪立在发射台上与台面接触点上有一訊号接点,当火箭一离开台面(即离开接触点),則此时馬上发出一电訊号传給計时系統,以此时为零点开始記时. 記时訊号由計时系統分別发給各测量、观察、記录站,以采用共同的时間坐标. 一个 64 千赫的鈡頻率可在长时間內保持誤差在百万分之一以內的稳定性.

(三) 雷达系統

发射場及靶場沿途各站均采用雷达系統来跟踪火箭的飞行,它可以跟踪几百公里外的目标,角度的测量度可达百万分之三十四.

(四) 无綫电测位测速系統

这个系統即为連續波系統,它采用了多普勒原理进行测速和比相位的方法定位. 当从发射机发射出一連續波訊号,火箭接到此訊号后进行倍頻,而后再送回地面,由安装在精确测量过的基綫上的地面接收机,接收原始訊号并将其进行倍頻,然后把倍

頻后的原始訊号和火箭上送回的輸入信号进行差拍，则可测定出火箭飞行的准确方位及速度.

卡納維拉尔角靶場所用的"阿祖薩"(Azusa) 連續波跟踪系統，卽为此原理的設备，其定位的准确度可达百万分之三十四.

(五) 光測系統

光測系統在火箭飞行的最初期几百公里以內及最終期时对火箭进行跟踪摄影.借助于附設的跟踪經緯仪来記录火箭的图象、方位角及仰角等. 在发射場上还設有許多固定摄影机，用以記录发射时火箭的状况以及記录飞行后期的測量和操纵数据.高精度的弹道摄影机是用来摄取夜間发射和終程阶段的导弹，記录下安設在导弹上的強閃光对于星迹背景的图象，以提供精确的空間位置数据，其准确度可达五万分之一.

最后应当指出的是整个星际航行場的系統是十分复杂，設备也十分庞大，这里只能粗略地介紹其中一些主要部分. 真正要設計、建設和掌握这样一套系統是需要耗費大量的人力、物力、財力，要我們付出艰苦的劳动.

第五章　运載火箭从地面起飞的軌道問題

§5.1 发射人造行星或月球火箭的軌道与发射人造卫星的軌道

設計运載火箭从地面起飞到卫星軌道或其他軌道的飞行軌道是一个十分重要的問題．这里我們将把火箭离地面較近的軌道和火箭离地球表面較远的軌道分开来考虑，它們都是指同一火箭从地面起飞一直到最后送入卫星軌道或其他軌道的連續飞行过程的两个阶段．区分这两个阶段的主要原因在于：火箭在飞行軌道上所承受的自然条件不同，因而对火箭动力的要求也不同．离地面較近的一段軌道是指火箭离开地面的一段飞行軌道，这一阶段，火箭是在推力作用下运行，所以叫做主动段；飞出了稠密的大气层，发动机熄火时火箭到达离地面約为 100 公里的高空，离发射点的水平距离在 200 公里左右，因此，这段軌道上的运动，应当考虑推力、地球引力和空气阻力的作用．由于火箭上升的高度与地球半径比較起来很小，因此，重力随高度而产生的变化完全可以忽略．火箭的水平位移也只有很小一段距离，地球表面曲率的影响也是非常微小的，所以这里我們也可以不考虑它的影响．紧接着火箭熄火后的是自由飞行段，也称为被动飞行段．这时火箭不再有推力的作用，而是利用火箭已經具有的能量作慣性飞行．这段軌道上的运动所要考虑和忽略的問題正好和主动飞行段相反．首先，火箭是从 100 公里高空按一定的軌道自由飞行到預定的卫星軌道或其他軌道上去．因此，高度变化则为几百公里到几千公里以至更大的范围．这样大的高度变化，相对于地球半径而言就不再是很小了，因而由于高度的变化而引起的地球引力的变化就十分可观了．所以在这一段运动中必須考虑重力变化的影响．其次是火箭在自由飞行中不但高度不断增加，而且其水平距离也在变化，一般火箭在这段的水平位移在几千公里以上；在这样大的距离上地球表面不能再看作是平面了，故必須考虑到地球表面曲率对火箭运动的影响．第三是在 100 公里以上的高空中空气已經变得十分稀薄了．虽然火箭已經具有相当高的飞行速度，但是所产生的阻力并不大，因此空气阻力的影响可以不考虑．如果是发射人造行星或打中月球的火箭，軌道的划分也只有这两段；自然，在离开地球重力場的时候，我們又应該考虑到太阳重力場的影响，那么将在下一章里詳細說明．

初听起来令人感到奇怪的是：发射人造地球卫星的軌道比这还复杂；在一段主动

軌道和一段自由飞行或被动軌道之后还得再加上一小段主动段，也就是两个主动段之間加上一个被动段．这就是說，火箭从地面发射时，在第一段就加足了它飞行时所需要的大部分能量，然后火箭发动机停止工作，让推力为零．这时火箭靠本身的惯性在地球引力的作用下进行自由飞行，一直到与所要到达的軌道相切的位置，这时火箭再一次点火，最后加速使火箭进入所要到达的軌道上．为什么搞得这样复杂呢？能不能一口气加速而不用中間的自由飞行段？当然可以．但是我們要考虑到卫星軌道至少有几百公里高，将来还会发射更高的卫星，而这样来安排发射軌道的主要目的是要在满足軌道的要求的前提下，使火箭动能的消耗最小．因为，在离地球表面附近的地方加速，使火箭的噴气留在势能低的地方，这样所消耗的能量比把噴气留在离地面較远的势能高的地方所消耗的能量要小．所以最經济的安排是使所有的火箭噴气都留在势能低的地方，也就是不分两段加速．但是在 100 公里以下的一段加速不能满足进入 100 公里以上卫星軌道的要求．为了使火箭能进入所要求的运行軌道，所以在它进入軌道之前必須再給它一个較小的速度增量，使卫星进入我們所要求的运行軌道；不然火箭在沒进一步加速时，就在惯性及重力作用下継續沿椭圆軌道而掉入空气层被燒毁．所以，安排軌道时尽可能将能量加在低能位处，而另一方面也不能把发动机的推力加到过于大，以致在 50 公里以下的低空就达到接近第一宇宙速度，因为在稠密的大气层里速度太大，則因飞行器与空气摩擦生热使表面温度变得很高，这对飞行器是不利的．而且空气阻力随运动速度的增加而成方次的增加，如当速度在 200 米/秒以下，阻力与速度的平方成正比，当速度在 400—600 米/秒时，空气的阻力与速度的三次方成正比．故低空就达到高速度，阻力损失太大，这样也不上算．其实单一主动段的卫星軌道在实践中还会出現另一个問題：即軌道上加速度变化必需小，那就要求火箭級数增加或使发动机的推力能在大范围内調节，但是两者都带来非常困难的技术問題．所以，存在着相互矛盾的因素，应当把它們統一起来考虑，安排一个合理实用的发射軌道．

总的来看，安排发射軌道的第一段是选择一个合适的速度、尽量短的推力作用时間，使其在阻力最小的情况下加足飞行所需的絕大部分能量．然后停車，使推力为零，火箭依靠惯性在地球引力的作用下沿椭圆軌道作自由飞行，一直飞到卫星軌道相切的一点，即椭圆軌道的远地点时；火箭再一次点火稍許增加速度使它进入运行軌道．这样安排的发射軌道的能量消耗量小而又能满足軌道的要求．軌道的路綫見图 5.1，对这样形式的軌道我們将在后面計算和討論．当然这不是唯一可能的軌道，也可以不要自由飞行段，但这将使能量或推进剂的消耗量加大，所以不为星际航行工程

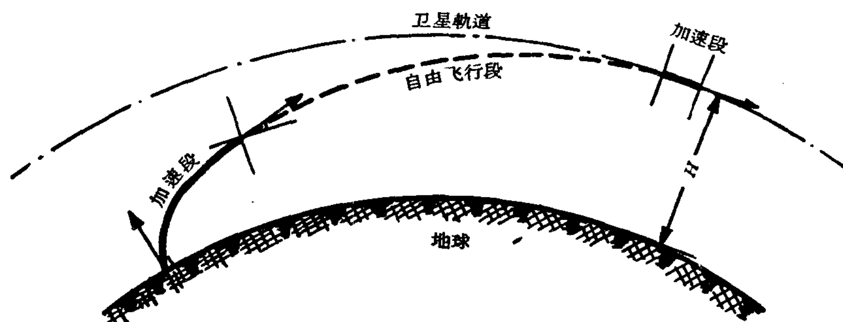


图 5.1　发射卫星的合理軌道

师所取.

§ 5.2 邻近地面的起飞軌道

运载火箭从地面起飞到熄火这一段的飞行状况的分析在图 5.2 中表明. 設 v 为火箭在軌道上飞行的切向速度; θ 为火箭飞行方向与水平綫的夹角; M 为火箭瞬时质量; Mg 为火箭重力; M_n 为重力的向心分力, $M_n = Mg\cos\theta$; D 为火箭飞行时所受的空气阻力; T 为火箭发动机产生的軸向推力; L 为火箭在迎面气流作用下产生的升力; δ 为推力与火箭运行方向的夹角; c 为火箭发动机的有效排气速度. 因此, 我們可以得出火箭沿軌道切向运动方程为

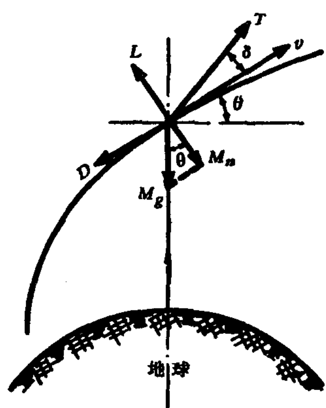


图 5.2　起飞軌道上火箭受力图

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{D}{M} - g\sin\theta - c\frac{dM}{dt}\frac{\cos\delta}{M}. \tag{5.1}$$

式中 $\frac{dM}{dt}$ 是指火箭由于噴出气体而产生的质量变化. 由于质量是减少的, 故 $\frac{dM}{dt}$ 为負值, 噴气流量为 $-\frac{dM}{dt}$.

又令: s 为火箭沿軌道运动的距离; R 为軌道的曲率半径; 因此, 軌道的曲率为 $\frac{1}{R} = \frac{d\theta}{ds}$, 故火箭飞行的向心加速度很容易得出

$$\frac{v^2}{R} = v^2\frac{d\theta}{ds} = v\frac{ds}{dt}\frac{d\theta}{ds} = v\frac{d\theta}{dt};$$

因此, 火箭的径向运动方程为

$$v\frac{d\theta}{dt} = \frac{L}{M} - g\cos\theta - c\frac{dM}{dt}\frac{\sin\delta}{M}. \tag{5.2}$$

运动方程描述了火箭在离地面較近时的軌道上的运动状况. 但是,应当指出的是一般发射火箭时, 即 $\theta_0 = \frac{\pi}{2}$, $t = 0$ 时,說明火箭是垂直起飞的. 这时如果推力也是垂直向上, 則 $\delta = 0$, 火箭对軌道不傾斜, 那么 $L = 0$; 所以从公式 (5.2) 看出 $\frac{d\theta}{dt} = 0$, 即 θ 保持在 $90°$, 火箭将継續直往上飞. 要想使軌道傾斜,必須使 $\theta \neq \frac{\pi}{2}$, 改变 θ 角的方法在实际飞行过程中有多种; 如在第三章中所討論的推力方向調节的各种方法,就是当火箭垂直飞行一定高度后, 借助于程序控制的作用, 使舵机調节推力的方向与火箭飞行方向成一很小的 δ 角,即可在一段时間內使 θ 角改变到給定値, 然后再利用地球引力的作用按照方程(5.1)及(5.2)航行. 火箭飞行方向改变的速度(即 θ 角改变的速度),是依設計要求及发射的軌道要求而定. 因此,当知道 δ 角与时間的关系时, 我們就可以利用此运动方程来計算飞行在軌道上的火箭任何时刻的速度、方向和高度. 但是,問題的困难在于 θ 角不能預先确定,它与 v 又有关系. 所以一般必須采用数字积分来解此方程,而无其他簡便的办法. 这里对数字积分不去追述,只作一簡略的估計,使大家有一粗略的数量概念.

我們将(5.1)式变化一下得出

$$dv = -\frac{D}{M}dt - g\sin\theta dt - c\cos\delta\frac{dM}{M}.$$

我們知道, 由于火箭发动机产生的推力很大, 只需使推力方向改变一很小的 δ 角,即可改变火箭的飞行方向. 因此,可以把 $\cos\delta = 1$, 其所引起的誤差是很小的. 我們对上式进行积分得

$$\int_0^{v_1} dv = -\int_0^{t_1}\frac{D}{M}dt - g\int_0^{t_1}\sin\theta dt - c\int_{M_0}^{M_1}\frac{dM}{M},$$

所以

$$v_1 = -\int_0^{t_1}\frac{D}{M}dt - g\int_0^{t_1}\sin\theta dt + c\ln\frac{M_0}{M_1}. \tag{5.3}$$

从方程中可以看出最后一項 $c\ln\frac{M_0}{M_1}$ 就是方程(1.8)齐奥尔科夫斯基公式. 这是因为齐奥尔科夫斯基公式沒有考慮空气阻力損耗和重力作用的損耗的緣故.

对于多級运載火箭而言,根据齐奥尔科夫斯基公式得出,当第一級火箭的推进剂燒尽后火箭速度为

$$v_1 = c_1\ln\frac{M_0^{(1)}}{M_1^{(1)}},$$

其中 c_1 为第一級发动机的有效噴气速度; $M_0^{(1)}$ 为第一級火箭点火时全火箭的质量,

$M_1^{(1)}$ 为第一級火箭熄火时的全火箭質量. 当第二級火箭的推进剂燒尽后，火箭的速度为 v_1 附加以速度

$$v_2 = c_2 \ln \frac{M_0^{(2)}}{M_1^{(2)}},$$

其中 c_2 为第二級发动机的有效噴气速度；$M_0^{(2)}$ 为第二級火箭点火时全火箭的質量；$M_1^{(2)}$ 为第二級火箭熄火时的全火箭質量. 余此类推，以后每一級火箭速度都得到类似增加，則

$$v_n = c_1 \ln \frac{M_0^{(1)}}{M_1^{(1)}} + c_2 \ln \frac{M_0^{(2)}}{M_1^{(2)}} + \cdots + c_n \ln \frac{M_0^{(n)}}{M_1^{(n)}} = \sum_{i=1}^{i=n} c_i \ln \frac{M_0^{(i)}}{M_1^{(i)}}.$$

如果每級火箭的排气速度都相等（$c_1 = c_2 = \cdots = c_n = c$），那么

$$v = c \ln \frac{M_0^{(1)}}{M_1^{(1)}} \frac{M_0^{(2)}}{M_1^{(2)}} \cdots \frac{M_0^{(n)}}{M_1^{(n)}}.$$

因此，由于方程 (5.3) 只与齐奥尔科夫斯基公式差阻力及重力所引起損耗的两項，对多級运載火箭而言，应当有下面的关系

$$v_1 = -\int_0^{t_1} \frac{D}{M} dt - g\int_0^{t_1} \sin\theta dt + c_1 \ln \frac{M_0^{(1)}}{M_1^{(1)}} + c_2 \ln \frac{M_0^{(2)}}{M_1^{(2)}} + \cdots + c_n \ln \frac{M_0^{(n)}}{M_1^{(n)}}, \tag{5.4}$$

式中 v_1 为熄火时火箭具有的速度.

显然，公式中由于推力作用所产生的速度，即齐奥尔科夫斯基速度，只要我們知道各項排气速度及各級火箭在点火时及熄火时的質量即可計算出来. 因而，問題只要把其他两項所損耗速度的大小估計出来，就可算出在主动飞行阶級末了火箭所具有的速度.

現在我們来討論空气阻力所产生的速度損耗. 火箭的起飞过程是一个由靜止变到运动，由低速飞行逐漸增加速度变为高速飞行. 因此，开始时虽然是在稠密的大气層中飞行，但火箭速度是很低的. 而后火箭速度逐漸加快，高度不断增加，大气的密度也隨高度的增加而越来越稀薄. 那么，在考虑火箭飞行在大气中所受的阻力时，既要考虑到火箭速度的变化，也要考虑到空气密度的变化. 可以看出低速物体在稠密的大气中运动和較高速的物体在稀薄的大气中运动，所受的空气阻力不会太大. 此外，我們知道，空气阻力的大小与物体的横截面面积的大小成正比，而物体的質量又与它的体积成正比，这对于火箭而言也不例外. 因此，阻力損耗項中的 $\frac{D}{M}$ 即应与火箭横截面面积与火箭的体积之比成正比关系. 这一事实說明了，如果火箭的形状相

似，面积是长度的平方关系，体积是长度的立方关系，則它們的比值为 $\frac{1}{\text{长度}}$. 說明火箭越大其截面积与体积之比就越小，阻力也就越小. 这样进一步說明了从地面起飞的火箭，由于空气阻力造成的速度損耗不会很大. 这一項在实际計算的結果中确是如此.

其次是估計地球引力作用所引起的速度損耗. 为了簡便起見，我們采用一典型的火箭飞行过程来說明这个問題. 假設：运載火箭从起飞到熄火整个过程共飞行 160 秒，其中 0—7 秒为垂直飞行，即 θ 保持 $\frac{\pi}{2}$；7 至 87 秒为改变方向作軌道飞行，即使 θ 角从 $\frac{\pi}{2}$ 等速递减到 $\frac{\pi}{6}$；87 至 160 秒为保持 $\theta=\frac{\pi}{6}$ 的角度不变的方向飞行，見图 5.3.

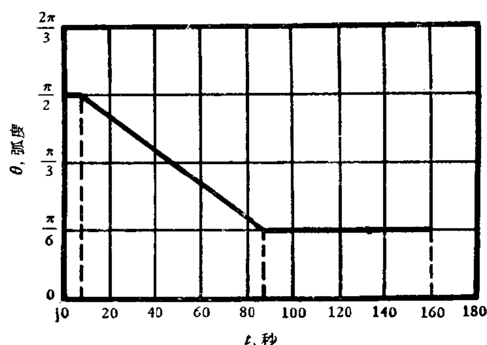


图 5.3　火箭飞行角度 θ 与推力作用时間 t 的关系示例

因此，方程(5.4)的重力損耗項可以从时間为 0 秒积分到 160 秒区間来求得由于重力作用而产生的速度損耗，即

$$
\begin{aligned}
g\int_0^{160}\sin\theta dt &= g\int_0^7\sin\theta dt + g\int_7^{87}\sin\theta dt + g\int_{87}^{160}\sin\theta dt\\
&= g\int_0^7\sin\frac{\pi}{2}dt + g\int_7^{87}\sin\theta dt + g\int_{87}^{160}\sin\frac{\pi}{6}dt\\
&= 7g + g\int_7^{87}\sin\theta\frac{dt}{d\theta}d\theta + \frac{1}{2}(160-87)g\\
&= 7g + g\frac{dt}{d\theta}\int_{\pi/2}^{\pi/6}\sin\theta d\theta + \frac{73}{2}g\\
&= 7g + g\frac{87-7}{\frac{\pi}{6}-\frac{\pi}{2}}\left(-\cos\frac{\pi}{6}+\cos\frac{\pi}{2}\right) + \frac{73}{2}g\\
&= 7g + 66.1g + 36.5g = 109.6g = 1{,}074\ \text{米/秒}.
\end{aligned}
$$

因此，可以将在这一段上飞行时重力作用所引起的速度損耗大約估計为 1,200 米/秒. 再加上考虑到由于空气阻力所带来的損耗，根据許多計算，这两項損耗的总和为

$$
\int_0^{t_1}\frac{D}{M}dt + g\int_0^{t_1}\sin\theta dt \cong 1{,}300\ \text{米/秒} \sim 2{,}000\ \text{米/秒}.
$$

一般估計时可取两項損耗之和为 1,500 米/秒.

从这两部分损耗来看重力的作用是十分重要的． 从公式中看出，如果熄火时火箭所具有的飞行方向与水平方向成的 θ 角越小，而重力場所引起的速度损耗也越小，即是使軌道尽量平行于地面，对我們取得更高的速度是有利的，因而这是个十分重要的設計指导思想．

§ 5.3 質点在向心引力場中的运动

在討論自由飞行段的軌道之前，我們先研究一个質点在向心引力場中的运动問題．

假設：中心引力是由一个質量很大的質点所产生的，而运动的質点的質量确比它小得多；因此，中心質点所受运动質点的引力很小，以至許可忽略不計． 实际上火箭或卫星的运动就是这种运动． 因此，火箭所受地球的中心引力的中心应与地球的中心“0”点重合，所以我們用图 5.4 簡单地描述質点在中心引力的作用下繞“0”点运动的狀况．

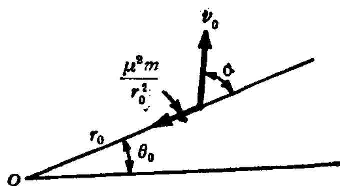


图 5.4 質点繞中心力場的运动

前面我們已經提到了，火箭从主动飞行变成自由飞行，是从火箭熄火开始． 設此时的时間为 t_0；火箭所具有的速度，即熄火速度为 v_0；質点至中心的距离为 r_0；質点运动方向与径向的交角为 α，因此，按照万有引力定律，質量为 m 的質点此时所受的向心引力为 $\frac{\mu^2 m}{r_0^2}$，μ 为常数． 如果質点是繞地球运动时（認为地球是圓球形），則質点所受的向心力为 $mg\left(\frac{R}{r}\right)^2$，則得

$$mg\left(\frac{R}{r}\right)^2 = \frac{\mu^2 m}{r_0^2};$$

所以常数

$$\mu^2 = gR^2. \tag{5.5}$$

因此，我們很容易由向心力求得質点在 r 处所具有的势能为 $\left(-\frac{\mu^2 m}{r}\right)$． 又由于火箭在自由飞行中无推力作用，同时在高空，其空气阻力可以忽略不計，因此它的飞行是一个保守系統的运动，即是整个系統所具有的能量总和(动能及势能)保持不变． 而且質点速度的平方是径向速度平方和切向速度平方之和，亦即

$$总动能 = \frac{1}{2}\left[\left(\frac{dr}{dt}\right)^2 + \left(r\frac{d\theta}{dt}\right)^2\right].$$

很显然，此时单位質量所具有的势能 $= -\frac{\mu^2}{r}$. 所以，我們得出单位質量所具有的总能量为：

$$\frac{1}{2}\left\{\left(\frac{dr}{dt}\right)^2+\left(r\frac{d\theta}{dt}\right)^2\right\}-\frac{\mu^2}{r}=\frac{1}{2}v_0^2-\frac{\mu^2}{r_0}. \tag{5.6}$$

式中：$\frac{1}{2}v_0^2$ 及 $-\frac{\mu^2}{r_0}$ 分别表示单位質量在 t_0 时所具有的动能和势能.

此外，大家都知道，質点此时是作慣性飞行，作用在質点上的力只有向心力；而向心力是一径向力，它不可能改变質点运动的角动量. 因此，此时質点的角动量也应当是守恆的. 所以我們得出：

$$r\cdot r\frac{d\theta}{dt}=r^2\frac{d\theta}{dt}=\text{常数}=r_0v_0\sin\alpha. \tag{5.7}$$

利用微分关系和(5.6)式我們得到

$$\frac{dr}{dt}=\frac{dr}{d\theta}\cdot\frac{d\theta}{dt}=\frac{dr}{d\theta}\,\frac{v_0r_0\sin\alpha}{r^2}. \tag{5.8}$$

再将(5.7)和(5.8)式代入(5.6)式則得：

$$\left(\frac{dr}{d\theta}\right)^2\frac{v_0^2r_0^2\sin^2\alpha}{r^4}+\frac{v_0^2r_0^2\sin^2\alpha}{r^2}-\frac{2\mu^2}{r}=v_0^2-\frac{2\mu^2}{r_0},$$

所以

$$\left(\frac{dr}{d\theta}\right)^2=\frac{\left(v_0^2-\frac{2\mu^2}{r_0}+\frac{2\mu^2}{r}-\frac{v_0^2r_0^2\sin^2\alpha}{r^2}\right)}{\frac{v_0^2r_0^2\sin^2\alpha}{r^4}},$$

$$\frac{dr}{d\theta}=\frac{\sqrt{v_0^2-\frac{2\mu^2}{r_0}+\frac{2\mu^2}{r}-\frac{v_0^2r_0^2\sin^2\alpha}{r^2}}}{\frac{v_0r_0\sin\alpha}{r^2}}.$$

故得出

$$d\theta=\frac{\frac{v_0r_0\sin\alpha}{r^2}dr}{\sqrt{v_0^2-\frac{2\mu^2}{r_0}+\frac{2\mu^2}{r}-\frac{v_0^2r_0^2\sin^2\alpha}{r^2}}}.$$

因为

$$d\left(\frac{v_0r_0\sin\alpha}{r}\right)=-\frac{v_0r_0\sin\alpha}{r^2}dr,$$

所以

$$d\theta = \frac{-d\left(\frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{r}\right)}{\sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{2\mu^2}{r} - \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}{r^2}}}.$$

又由于

$$\frac{\mu^2}{r} = \frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{r} \cdot \frac{\mu^2}{v_0 r_0 \sin\alpha},$$

所以,可以把上面的公式換写为:

$$d\theta = \frac{-d\left(\frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{r} - \frac{\mu^2}{v_0 r_0 \sin\alpha}\right)}{\sqrt{\left(v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{\mu^4}{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}\right) - \left(\frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{r} - \frac{\mu^2}{v_0 r_0 \sin\alpha}\right)^2}}.$$

显然,这种形式就是反余弦函数的微分形式. 因此可以对上式进行积分得到:

$$\theta - \theta_0 = \arccos\left\{\frac{\frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{r} - \frac{\mu^2}{v_0 r_0 \sin\alpha}}{\sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{\mu^4}{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}}}\right\},$$

式中 θ_0 为积分常量. 上式进行变换后即得:

$$\cos(\theta - \theta_0) = \frac{\frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{r} - \frac{\mu^2}{v_0 r_0 \sin\alpha}}{\sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{\mu^4}{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}}}.$$

通过以上的运算我們最后得出質点距引力中心的距离为:

$$r = \frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{\frac{\mu^2}{v_0 r_0 \sin\alpha} + \sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{\mu^4}{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}}\cos(\theta - \theta_0)},$$

或写作下式

$$r = \frac{\frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}{\mu^2}}{1 + \frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{\mu^2}\sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{\mu^4}{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}}\cos(\theta - \theta_0)}. \tag{5.9}$$

此即为用极坐标表示的橢圓方程, 我們可以把公式(5.9)与在极坐标中圓錐曲綫方程作比較,就可以更清楚的看出,方程(5.9)說明了人造卫星的軌道是一圓錐曲綫, 并且是以地球的中心为它的一个焦点. 我們知道,在极坐标中圓錐曲綫方程有如(5.10)式的形式,其中 p(通径)和 θ_0 为常数,而 ε 代表圓錐曲綫的偏心率:

$$r = \frac{p}{1 + \varepsilon\cos(\theta - \theta_0)}, \tag{5.10}$$

如果 $\varepsilon < 1$，則 r 在 θ 的所有値內都是一有限値，这时圓錐曲綫为一个椭圓形.

$\varepsilon = 0$ 則 $r = p =$ 常数，椭圓就变成一个圓形.

$\varepsilon = 1$，則当 $(\theta - \theta_0) = \pi$ 时 $1 + \varepsilon\cos(\theta - \theta_0)$ 趋近于零，r 趋近于 ∞. 这时圓錐曲綫就成为一个抛物綫.

$\varepsilon > 1$，則圓錐曲綫就成为双曲綫.

把方程(5.10)与(5.9)对比后，我們就得到其对应的値为：

$$p = \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}{\mu^2};$$

$$\varepsilon = \left\{\frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{\mu^2}\sqrt{\frac{\mu^4}{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha} - \left(\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2\right)}\right\}$$

$$= \sqrt{1 - \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}{\mu^4}\left(\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2\right)}. \tag{5.11}$$

由公式 (5.11) 看出，火箭所运行的軌道是椭圓、抛物綫或双曲綫，皆决定于初速 v_0 是小于、等于或大于 $\sqrt{\frac{2\mu^2}{r_0}}$. 而如果我們利用公式(5.5)及公式(1.6)，則 $\sqrt{\frac{2\mu^2}{r_0}}$ 正是第二宇宙速度 V_2. 所以当 $v_0 < V_2$，因 $\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2 > 0$，則 $\varepsilon < 1$ 軌道为椭圓形；$v_0 = v_2$，因 $\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2 = 0$，則 $\varepsilon = 1$，軌道为抛物綫；$v_0 > v_2$，因 $\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2 < 0$，則 $\varepsilon > 1$，形成一个双曲綫軌道；后两种情况火箭都将飞往无限远处. 但是，地球卫星的运載火箭，其速度必然小于第二宇宙速度 V_2，只能是繞地球旋轉，也就是說不可能大于第二宇宙速度，只能是 $\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2 > 0$，所以只能是一个椭圓形的軌道. 下面我們将对椭圓形軌道进一步进行計算.

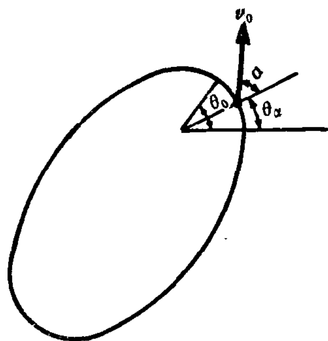


图 5.5　椭圓卫星軌道

椭圓形軌道的近地点 r_2 是指距离地球中心最近的一点，卽 r 为最小値. 由(5.9)式可以看出，当 $(\theta - \theta_0) = 0$，$\cos(\theta - \theta_0) = 1$ 时，$1 + \varepsilon\cos(\theta - \theta_0)$ 为最大，則 r 为最小，故

$$r_2 = \frac{p}{1 + \varepsilon}.$$

同时，从这里也就指出了积分常数 θ_0 的意义，卽 θ_0 是

在軌道近地点在极坐标中的角坐标，它就是近地点的 θ 值（見图 5.5）。

椭圓形軌道的远地点 r_1 是指距离地球中心最远一点的位置，也就是 r 为最大的一点，即当 $\theta-\theta_0=\pi$，$\cos(\theta-\theta_0)=-1$ 时，$1+\varepsilon\cos(\theta-\theta_0)=$ 最小，則 r 就为最大值，所以

$$r_1=\frac{p}{1-\varepsilon}.$$

如果，椭圆形軌道的半长軸用 a 表示，半短軸用 b 表示，則

$$2a=r_1+r_2=p\left(\frac{1}{1+\varepsilon}+\frac{1}{1-\varepsilon}\right)=\frac{2p}{1-\varepsilon^2};$$

所以

$$a=\frac{p}{1-\varepsilon^2}.$$

由公式(5.11)得到

$$1-\varepsilon^2=\frac{v_0^2r_0^2\sin^2\alpha}{\mu^4}\left(\frac{2\mu^2}{r_0}-v_0^2\right), \tag{5.12}$$

則

$$a=\frac{\dfrac{v_0^2r_0^2\sin^2\alpha}{\mu^2}}{1-\left(\dfrac{v_0^2r_0^2\sin^2\alpha}{\mu^4}v_0^2-\dfrac{v_0^2r_0^2\sin^2\alpha}{\mu^4}\dfrac{2\mu^2}{r_0}+1\right)},$$

簡化后得

$$a=\frac{\mu^2}{\dfrac{2\mu^2}{r_0}-v_0^2}. \tag{5.13}$$

(5.13)式指出：半长径 a 的数値是与 α 角无关的，而只是 r_0 及 v_0 的函数，即不同的 α 角会形成不同的椭圓軌道，但所有这些軌道的半长径都是相同的，数値等于(5.12)式所給出的（見图 5.5）。因为

$$b=a\sqrt{1-\varepsilon^2},$$

所以

$$b=\frac{\mu^2}{\dfrac{2\mu^2}{r_0}-v_0^2}\,\frac{v_0r_0\sin\alpha}{\mu^2}\sqrt{\frac{2\mu^2}{r_0}-v_0^2},$$

即

$$b=\frac{v_0r_0\sin\alpha}{\sqrt{\dfrac{2\mu^2}{r_0}-v_0^2}}. \tag{5.14}$$

矢径扫过的面积为一三角形的面积，其值为：三角形面积 $=\frac{1}{2}\times$ 底 $\times$ 高 $=$

$\frac{1}{2}\cdot rd\theta\cdot r=\frac{1}{2}r^2d\theta$；所以对于单位时間卽每秒对心所扫出来的面积为$\frac{1}{2}r^2\frac{d\theta}{dt}$，而依照(5.6)式应为常数．也就是說，質点在有心力的作用下，它对力作用中心的矢径在等时間內扫出来的面积是相等的，卽"面积速度"是守恆的，其値为 $\frac{1}{2}v_0r_0\sin\alpha$.

§5.4 椭圓軌道上卫星的周期

我們可从上节所討論的問題出发来計算椭圓軌道上卫星的周期．这时是在高空飞行，可以忽略空气阻力及其他力的作用，只考虑重力的作用．而重力为中心力，故动量矩是守恆的，所以卫星在椭圓軌道上运行的周期T为：

$$T=\frac{\text{椭圓的面积}}{\text{每秒对心扫出来的面积}}=\frac{\pi ab}{\frac{1}{2}v_0r_0\sin\alpha},$$

$$T=\frac{\pi a^2\sqrt{1-\varepsilon^2}}{\frac{1}{2}v_0r_0\sin\alpha}=\frac{2\pi\mu^2}{\left(\frac{2\mu}{r_0}-v_0^2\right)^{3/2}}=\frac{2\pi a^{3/2}}{\mu},$$

所以

$$T=\frac{2\pi a^{3/2}}{\sqrt{gR^2}}. \tag{5.15}$$

我們从公式(5.15)看到：周期的長短与α角无关，只要r_0及v_0确定了，周期也就定了．不同的α角，卽v_0的方向会造成不同的椭圓軌道，但是，在每一个軌道上的周期是相同的．这也就說明，如果发射火箭的速度控制得很准确，当发射角卽发射方向稍微有偏差，并不改变其卫星的运行周期．

現在設近地点离地球表面的高度为h_2，則$r_2=R+h_2$；远地点离地球表面的高度为h_1，則$r_1=R+h_1$，其中R为地球的半径，則

$$2a=h_1+h_2+2R,$$

所以

$$a=\frac{h_1+h_2}{2}+R.$$

其椭圓軌道的周期T为

$$T=\frac{2\pi a^{3/2}}{\sqrt{gR^2}}=2\pi\sqrt{\frac{R}{g}}\left(\frac{h_1+h_2}{2R}+1\right)^{3/2}=84.5\left(1+\frac{h_1+h_2}{2R}\right)^{3/2}\text{(分)}. \tag{5.16}$$

§5.5 发射卫星的最佳軌道

我們在§5.1节里已經說明了发射人造地球卫星的軌道最好分成三段，一段是离

地球表面很近的(約一百公里的范围)的主动段,然后是一段自由飞行的被动段,最后在自由飞行的椭圓軌道将与卫星的圓形軌道相切时,再加一小段主动段,使卫星进入軌道(如图 5.1). 而椭圓軌道是运載火箭継續上升的軌道,所以椭圓与卫星軌道相切的那一点一定是椭圓軌道的远地点. 因此,椭圓軌道的远地点,即卫星圓形軌道的半径为:

$$r^* = r_1 = \frac{p}{1-\varepsilon} = \frac{\dfrac{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}{\mu^2}}{1 - \sqrt{1 - \dfrac{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}{\mu^4}\left(\dfrac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2\right)}}. \tag{5.17}$$

我們可以应用质点在有心力場作用下,角动量守恆的这一事实,来計算远地点的速度,也即是到达远地点时的速度 v_1 乘上远地点离地心的距离 r^* 等于最初速度的角动量. 所以

$$v_1 r^* = v_0 r_0 \sin\alpha,$$

$$v_1 = \frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{r^*}.$$

而相应于在卫星的圓形軌道上的旋轉速度为 v^* 其值为

$$v^* = \sqrt{gR}\left(\frac{R}{r^*}\right)^{1/2} = \frac{\mu}{\sqrt{r^*}},$$

因此火箭最后要进入卫星軌道所需要增加的速度为:

$$v^* - v_1 = \frac{\mu}{\sqrt{r^*}} - \frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{r^*}.$$

这里,由于高空空气稀薄,其空气阻力可以忽略;另外在最后加速时其航行軌道基本上是与地球表面平行,即与重力垂直,所以最后加速段可以看成是在完全沒有損耗的条件下进行的.

根据以上发射軌道的速度安排,所有各級运載火箭用齐奥尔科夫斯基公式計算得出的速度 V,应該是 v_0 及达到 v_0 所必有的速度損耗,再加以上所計算的第[illegible]段的速度增量,即

$$V = \sum_{i=1}^{i=n} c_i \ln\frac{M_0^{(i)}}{M_1^{(i)}} = v_0 + \text{所有的速度損耗} + \frac{\mu}{\sqrt{r^*}} - \frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{r^*}. \tag{5.18}$$

但是,我們在具体安排时,如何才能使 V 为最低呢? 为了回答这个問題,我們可以作如下的分析和討論:

由公式 (5.18) 我們可以看到,在全部变数里,r^* 是我們所选择的圓形卫星軌道

的直径，它是由我們发射卫星的目的来决定的；它与軌道的选择无关，在計算中是一个不变值． r_0 是可以由我們給定，一般第一段总要飞出大气层以外，r_0 为 100 公里左右的高度． 我們可以認为它是一个不变的数值，或者变化很小可以忽略．另外所有的损耗在第一段飞行中变化也不大可以忽略． 所以在以上条件下，我們就可以来选择速度 v_0 及 v_0 与 r_0 之間的夹角 α 角的关系，使其达到总的速度值 V 为最小．

从公式(5.17)可以得到

$$\left(1-\frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}{r^*\mu^2}\right)^2 = 1-\frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}{\mu^4}\left(\frac{2\mu^2}{r_0}-v_0^2\right)$$

$$-2\mu^2\frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}{r^*\mu^4}+\frac{v_0^4 r_0^4 \sin^4\alpha}{r^{*2}\mu^4} = -\frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}{\mu^4}\left(\frac{2\mu^2}{r_0}-v_0^2\right),$$

即

$$-\frac{2\mu^2}{r^*}+\frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2\alpha}{r^{*2}} = -\frac{2\mu^2}{r_0}+v_0^2,$$

所以

$$v_0 r_0 \sin\alpha = r^*\sqrt{v_0^2-2\mu^2\left(\frac{1}{r_0}-\frac{1}{r^*}\right)},$$

$$\frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{r^*} = \sqrt{v_0^2-2\mu^2\left(\frac{1}{r_0}-\frac{1}{r^*}\right)}. \tag{5.19}$$

从公式 (5.18) 看出：要使总的速度为最小值，实际上就是 $\left(v_0-\frac{v_0 r_0 \sin\alpha}{r^*}\right)$ 为最小值．因此将公式(5.19)代入公式(5.18)得出：

$$v_0-\sqrt{v_0^2-2\mu^2\left(\frac{1}{r_0}-\frac{1}{r^*}\right)}. \tag{5.20}$$

註(5.20)式等于最小值时，就可以满足使总速度值为最小． 而(5.20)式中 $2\mu^2\left(\frac{1}{r_0}-\frac{1}{r^*}\right)$为常数，所以只有当 v_0 为最大值时，$v_0-\sqrt{v_0^2-\text{常数}}$才为最小．但是，$v_0$ 不可能无限制的增加，它存在一个极限值．而且这个极限值的求出，不能用一般使微分等于零的方法，因为当 v_0 增加还沒有达到使其微分等于零的时候，問題本身的含义就限制了 v_0 継續增加． 其 v_0 的增加主要是受 α 角的限制．根据公式 (5.19)，v_0 加大时，$\sin\alpha$ 也不断加大，但当 $\alpha=\frac{\pi}{2}$，$\sin\alpha=1$ 时，$\sin\alpha$ 已达其最大值，也就是 v_0 已达到它可能的最大值了．設最大值用 v_0^* 来表示，則从公式(5.19)可得到：

$$\sin\alpha = 1 = \frac{r^*}{r_0}\sqrt{1-\frac{2\mu^2}{v_0^{*2}}\left(\frac{1}{r_0}-\frac{1}{r^*}\right)},$$

$$1-\left(\frac{r_0}{r^*}\right)^2=\frac{2\mu^2}{v_0^{*2}}\left(\frac{1}{r_0}-\frac{1}{r^*}\right)=\frac{2\mu^2}{v_0^{*2}r_0}\left(1-\frac{r_0}{r^*}\right),$$

$$1+\frac{r_0}{r^*}=\frac{2\mu^2}{v_0^{*2}r_0}=\frac{2r^*}{r_0}\times\frac{1}{\left(\dfrac{v_0^*}{\dfrac{\mu}{\sqrt{r^*}}}\right)^2};$$

所以

$$\left(\frac{v_0^*}{\dfrac{\mu}{\sqrt{r^*}}}\right)^2=\frac{2\left(\dfrac{r^*}{r_0}\right)}{1+\dfrac{r_0}{r^*}}=\frac{2\left(\dfrac{r^*}{r_0}\right)\left(\dfrac{r^*}{r_0}\right)}{\left(1+\dfrac{r_0}{r^*}\right)\left(\dfrac{r^*}{r_0}\right)}=\frac{2\left(\dfrac{r^*}{r_0}\right)^2}{1+\dfrac{r^*}{r_0}}. \tag{5.21}$$

把方程 (5.21) 代入沒有加損耗的用齐奥尔科夫斯基公式計算出的速度增量为 (其中 $\sin\alpha=1$):

$$(\Delta V)^*=\frac{\mu}{\sqrt{r^*}}-\frac{v_0^*r_0\sin\alpha}{r^*}+v_0^*=\frac{\mu}{\sqrt{r^*}}+v_0^*\left(1-\frac{r_0}{r^*}\right)$$

$$=\frac{\mu}{\sqrt{r^*}}\left\{1+\frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1+\left(\dfrac{r^*}{r_0}\right)}}\left(\frac{r^*}{r_0}-1\right)\right\}. \tag{5.22}$$

因此，对于多級运載火箭用齐奥尔科夫斯基公式計算出来的所需要的总速度的最小值为:

$$V^*=\sum_{i=1}^{i=n}c_i\ln\frac{M_0^{(i)}}{M_1^{(i)}}=\text{損耗}+(\Delta V)^*=\text{損耗}+\frac{\mu}{\sqrt{r^*}}\left\{1+\frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1+\left(\dfrac{r^*}{r_0}\right)}}\left(\frac{r^*}{r_0}-1\right)\right\}$$

$$=\text{損耗}+\sqrt{gR}\sqrt{\frac{R}{r^*}}\left\{1+\frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1+\left(\dfrac{r^*}{r_0}\right)}}\left(\frac{r^*}{r_0}-1\right)\right\}. \tag{5.23}$$

其中 $\sqrt{gR}\sqrt{\dfrac{R}{r^*}}$ 为半径为 r^* 的軌道上卫星的速度值.

因为 $\alpha=\dfrac{\pi}{2}$，所以自由飞行段的开始正好在近地点，而远地点是在近地点与地球中心的連綫上，也就是与卫星軌道相切的那一点. 这种形式的軌道特点是:第一加速段与第二加速段之間的距离是很远的，卽自由飞行段相当长. 按照这个最小动力要求的发射軌道如图 5.6. 实际上发射軌道的选择要受一些因素的限制，如軌道的精确度，以及为了使发射軌道不超出国土或自己控制的地区，有时宁愿多消耗一些能

量而不采用自由飞行段較长的軌道；也就是說，根据实际需要和可能选择消耗能量最小的軌道。但我們的計算說明了好的发射軌道总是在两个主动段之間加一段比較长的自由飞行段。

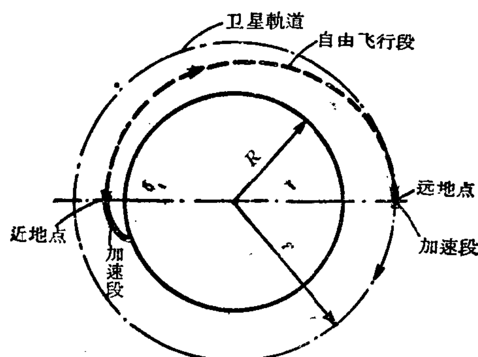


图 5.6　发射卫星的"最优"軌道

为了給我們一个概念，下面对周期为 24 小时的卫星軌道所需要的速度进行具体的計算例：R 为地球的半径 6,371 公里，第一主动段結束时的高度为 100 公里，即 $r_0 = 6{,}371 + 100 = 6{,}471$ 公里。

$$T = 24\ \text{小时},\quad r^* = 6.63R,$$

$$r_0 = R + 100 = \frac{6{,}371 + 100}{6{,}371} R = 1.016R,$$

$$\frac{r^*}{r_0} = 6.53.$$

$$(\Delta V)^* = \sqrt{gR}\left(\frac{R}{r^*}\right)^{1/2}\left\{1 + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1+\left(\frac{r^*}{r_0}\right)}}\left(\frac{r^*}{r_0} - 1\right)\right\}$$

$$= 7.91\frac{1}{\sqrt{6.63}}\left\{1 + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{7.53}}(6.53 - 1)\right\}$$

$$= 7.91\frac{1}{2.574}\left\{1 + \frac{1.414}{2.746} \times 5.53\right\} = 11.81\ \text{公里/秒}.$$

而在第一主动段終了时的实际速度是

$$v^* = \frac{\mu}{\sqrt{r^*}}\frac{r^*}{r_0} \times \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1+\frac{r^*}{r_0}}} = 7.91 \times \frac{1}{\sqrt{6.63}} \times 6.53 \times \frac{1.414}{2.746}$$

$$= 10.35\ \text{公里/秒}.$$

所以,在远地点附近,第二主动段所增加的速度 $= 11.81 - 10.35 = 1.46$ 公里/秒.

我們注意到 $(\Delta V)^*$ 是 11.81 公里/秒,比第二宇宙速度 $V_2 = 11.18$ 公里/秒还大一些,而我們在 § 1.5 节中所計算的 24 小时卫星的理想发射速度,只有 10.74 公里/秒,这說明实际可行的发射軌道与理想的差别.

再举个例 $r^* = 7{,}000$ 公里,也就是发射低軌道卫星,$r_0 = 6{,}471$ 公里,

$$(\Delta V)^* = \sqrt{gR}\left(\frac{R}{r^*}\right)^{1/2}\left\{1 + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1+\frac{r^*}{r_0}}}\left(\frac{r^*}{r_0} - 1\right)\right\}$$

$$= 7.91\left(\frac{6{,}371}{7{,}000}\right)^{1/2}\left\{1 + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1+\frac{7{,}000}{6{,}471}}}\left(\frac{7{,}000}{6{,}471} - 1\right)\right\}$$

$$= 7.91 \times 0.954\left(1 + \frac{1.414}{\sqrt{2.082}} \times 0.082\right) = 8.16 \text{ 公里/秒}.$$

在第一主动段終了时实际速度是

$$v^* = \frac{\mu}{\sqrt{r^*}} \cdot \frac{r^*}{r_0} \cdot \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1+\frac{r^*}{r_0}}} = 7.91 \times 0.954 \times \frac{1.414}{1.444} \times 1.082$$

$$= 7.98 \text{ 公里/秒}.$$

所以,在远地点附近第二主动段所增加的速度为:

$$8.16 - 7.98 = 0.16 \text{ 公里/秒}.$$

我們看到第二主动段的速度增量比第一主动段的速度增量小得多,这确实做到了把主要加速运动留在 100 公里高度以下,从而取得了較高的效率.

另一方面由于是多級运載火箭而且分两段加速,到了一定的时候在高空需要再次点火,所以增加了系統的复杂性. 这是我們为了提高发射效率、降低动力要求所付出的代价.

第六章 星际航行的軌道

§ 6.1 太阳的重力場

上一章里已經詳細地討論了質点在中心力場中的运动，并且依据这个原理具体論述了火箭在地球引力場作用下的运动. 这里我們将研究飞船脫离了地球引力后，在太阳引力場中作星际間的飞行. 在太阳引力作用下的运动和在地球引力作用下的运动，其基本原理都是一样的，因为它們都是服从于万有引力定律，都是在中心力場的作用下的运动. 因此，在討論飞船在太阳引力作用下的运动时，完全可以运用上一章里所講的物体在中心力場作用下运动的基本关系.

在第五章中我們得出的地球向心力常数为 $\mu^2 = gR^2$. 当考虑物体繞太阳运动时，則需对此常数加以修正. 从万有引力定律得知，距离太阳为 r 远的物体繞太阳运动时，其单位質量物体所受的向心力为 $g_\odot\left(\frac{R_\odot}{r}\right)^2$；$g_\odot$ 为太阳表面的重力加速度、$R_\odot$ 为太阳的半径. 这里很容易导出 $g_\odot = g\frac{R^2}{M}\frac{M_\odot}{R_\odot^2}$；$M$ 及 R 分别为地球的質量和半径，因此得出

$$g_\odot\left(\frac{R_\odot}{r}\right)^2 = g\frac{R^2}{M}\frac{M_\odot}{R_\odot^2}\left(\frac{R_\odot}{r}\right)^2 = g\frac{M_\odot}{M}\left(\frac{R}{r}\right)^2 = \frac{\mu_\odot^2}{r^2},$$

所以太阳的向心力常数为

$$\mu_\odot^2 = g\frac{M_\odot}{M}R^2. \tag{6.1}$$

这样一来，我們就可以运用第五章的基本公式来計算飞船在太阳引力場中的运动軌道了.

在这里我們可以先計算一下，要离开地球中心多远，太阳的重力場才会同地球的重力場相等量？ 因为地球距太阳約 1.495×10^8 公里；$M_\odot/M = 332,488$. 如果这个距离是 d，那么

$$g\frac{R^2}{d^2} = g\frac{M_\odot}{M}\frac{R^2}{(1.495 \times 10^8)^2},$$

即

$$d = 1.495 \times 10^8\sqrt{\frac{1}{332,488}} = 260,000 \text{ 公里}.$$

如果我們把月球的作用也算上，那么，一个星际飞船一旦离开地球四十多万公里，就基本上脫离了地球、月球的重力作用，它的运动就主要为太阳重力場所控制了.

§6.2 太阳系中的椭圓軌道

这里要討論的軌道，就是要将飞船从地球軌道上送到其他行星的軌道上去的最經济的軌道，即所謂 *Hohmann* 式軌道(据說是首先由 Walter Hohmann 提出). 在这节里我們将叙述这类軌道和其所需的火箭动力.

大家都知道，太阳周围的各个行星的运动軌道都是以太阳为一个焦点的近于圓形的椭圓軌道，并且它們的軌道平面基本上在同一平面上. 因此，我們可以把这些行星的軌道看作圓形，而且所有軌道都处在一共同平面上，这样就使問題簡化了. 图 6.1 表示飞船从地球軌道到外层行星軌道間的航道. 在上一章里我們已經証明：从离地面一定高度的一点到另一个較高的圓形卫星軌道最省动力的軌道，是以起始高度为近地点，以要求卫星达到的軌道高度为远地点的椭圓軌道. 这一結果可以应用到星际軌道問題上来，不过近地点应是近日点，远地点应是远日点. 也就是說，到比地球距太阳更远的行星上去的最佳軌道，应是外切于地球軌道、內切于行星軌道，并以太阳

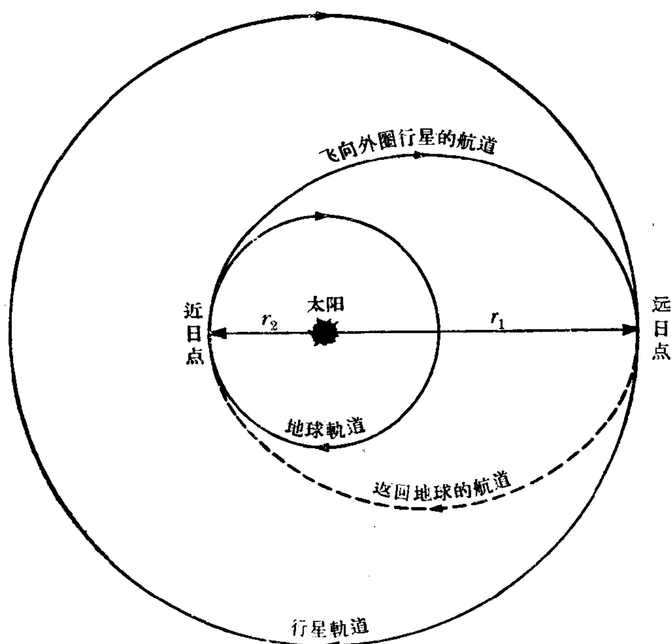


图 6.1 星际飞船在地球軌道和外圈行星軌道間的航道

为一个焦点的椭圓軌道. 这就是所謂 Hohmann 式星际飞行軌道. 这个軌道的近日点正好在地球軌道上,远日点则在行星軌道上.

飞船脫离地球引力之后,虽然与地球沒有相对速度了,但是它仍然同地球一起在地球的軌道附近繞太阳运动. 为了使它脫离地球軌道沿图 6.1 的椭圓軌道运动,飞船原来所具有的能量是不够的,还需要加給一定的速度或者是当它脫离地球引力場时还剩余一部分速度,使它刚好沿椭圓軌道自由飞行,到达椭圓軌道的远日点;卽是到达椭圓与外圈行星軌道相切的一点. 此时又必須給飞船加一定的能量,使它达到进入行星軌道所应具有的軌道速度. 如果这时我們不再給它加这一点力量,那么,它将由于能量不足不能进入行星軌道,而沿椭圓軌道的另一半弧长向近日点运动,然后重复运行在这椭圓軌道上成为太阳的一顆人造行星. 这里我們可以看出,要从地球軌道上发射宇宙飞船到其他行星上去,也需要把軌道分成为两个加速段当中夹一个很长的自由飞行段来达到目的. 当然,如果要求縮短航行时間,还可以采用其他的軌道. 但是这样的軌道要求飞船具有更高的速度,目前火箭技术所能达到的水平,还只能采取这种經济的办法,卽采用 Hohmann 式或近似于 Hohmann 式的飞行軌道. 苏联在 1961 年初发射的金星火箭,就采用了一条比最小动力軌道需时較少的軌道,卽多花了一些动力,但縮短了飞行时間.

这里我們只說明了向地球以外的行星发射星际飞船所采取的最現实最經济的軌道,而对靠近太阳的內圈行星:金星和水星,用什么样的軌道发射呢? 这个問題很簡单,正好与向外圈行星发射飞船的椭圓軌道相同. 但是发射方向却正好相反,也就是說,要从地球軌道上使飞船进入远日点与地球軌道相切,近日点与金星或水星軌道相切的椭圓軌道. 这就必須首先使飞船减速,使它进入椭圓軌道,然后等飞船到达与行星軌道相切的一点时,又一次使飞船减速,使它再次減少能量而进入內圈行星軌道.

上面对从地球軌道上向其他行星发射星际飞船的軌道进行了詳細地描述,现在我們再来作进一步的計算. 由第五章里我們有椭圓方程

$$r = \frac{p}{1 + \varepsilon \cos(\theta - \theta_0)}, \tag{6.2}$$

令 r_1 为椭圓的远日点的距离; r_2 为椭圓的近日点的距离(見图 6.1). 我們得出

$$\frac{r_2}{r_1} = \frac{1 - \varepsilon}{1 + \varepsilon}.$$

求解卽得到椭圓的偏心率为

$$\varepsilon = \frac{r_1 - r_2}{r_1 + r_2};$$

所以

$$\sqrt{1-\varepsilon^2}=\frac{2\sqrt{r_1 r_2}}{r_1+r_2}.$$

設 a 为椭圓長軸，b 为椭圓短軸，則

$$a=\frac{r_1+r_2}{2},\quad b=a\sqrt{1-\varepsilon^2};$$

所以，椭圓面积为

$$\pi ab=\pi a^2\sqrt{1-\varepsilon^2}=\pi\left(\frac{r_1+r_2}{2}\right)\sqrt{r_1 r_2}. \tag{6.3}$$

由方程(5.15)得出質点繞椭圓运动的周期为

$$T=2\pi\frac{a^{3/2}}{\mu_\odot}=2\pi\left(\frac{r_1+r_2}{2}\right)^{3/2}\frac{1}{\mu_\odot}. \tag{6.4}$$

由(6.3)及(6.4)式，依据質点繞中心力运动时半徑扫过的面积不变及运轉周期不变的原理得出

$$\text{面积速度}=\frac{\text{椭圓面积}}{\text{周期}}=\frac{\mu_\odot}{2}\frac{\sqrt{r_1 r_2}}{\sqrt{\dfrac{r_1+r_2}{2}}}=\text{常数}, \tag{6.5}$$

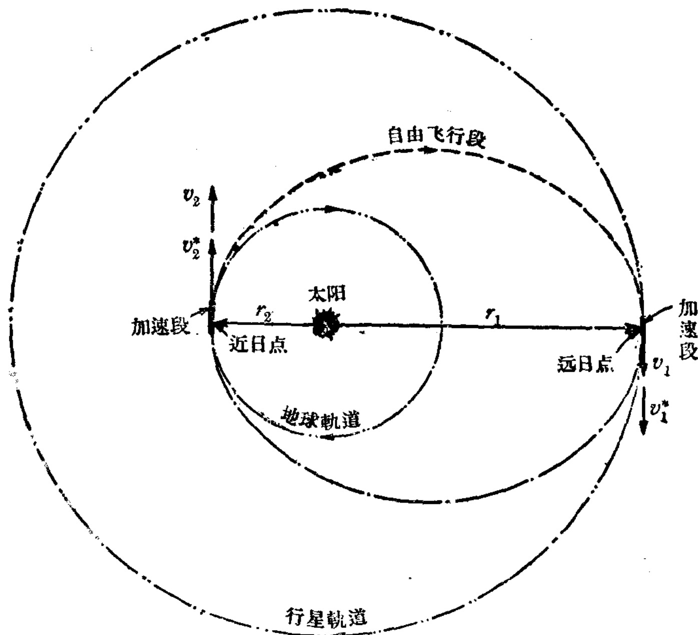


图 6.2 Hohmann 式行星际航道

这样我們就可以得出沿椭圓軌道运动的飞船，在近日点及远日点的速度.

設 v_2^* 为地球的軌道速度；v_2 为飞船沿椭圓軌道运动时在近日点上所具有的軌道速度；v_1^* 为行星的軌道速度；v_1 为飞船沿椭圓軌道飞行到达远日点时具有的速度(見图 6.2). 因此由(6.5)式可以得出

$$\text{面积速度} = \frac{1}{2} r_1 v_1 = \frac{1}{2} r_2 v_2 = \frac{\mu_\odot}{2} \frac{\sqrt{r_1 r_2}}{\sqrt{\frac{r_1 + r_2}{2}}};$$

所以飞船在椭圓軌道上远日点及近日点的速度可求得

$$v_1 = \mu_\odot \left(\frac{r_2}{r_1}\right)^{1/2} \frac{1}{\sqrt{\frac{r_1 + r_2}{2}}}; \tag{6.6}$$

$$v_2 = \mu_\odot \left(\frac{r_1}{r_2}\right)^{1/2} \frac{1}{\sqrt{\frac{r_1 + r_2}{2}}}. \tag{6.7}$$

前面已經对飞船进入椭圓軌道时要加速的道理进行了說明，这个速度增量令它为 Δv_2，則

$$\Delta v_2 = v_2 - v_2^* = \mu_\odot \left(\frac{r_1}{r_2}\right)^{1/2} \frac{1}{\sqrt{\frac{r_1 + r_2}{2}}} - \frac{\mu_\odot}{\sqrt{r_2}}$$

$$= \frac{\mu_\odot}{\sqrt{r_2}}\left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1\right] = v_2^*\left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1\right]; \tag{6.8}$$

同理，令飞船由椭圓軌道进入行星軌道所需增加的速度为 Δv_1

$$\Delta v_1 = v_1^* - v_1 = \frac{\mu_\odot}{\sqrt{r_1}}\left[1 - \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}}\right] = v_1^*\left[1 - \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}}\right]. \tag{6.9}$$

由(6.8)式看出，$2r_1 > r_1 + r_2$；所以，$\left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1\right] > 0$，說明 Δv_2 是正的；即是說要使在地球軌道上的飞船进入向外圈行星发射的椭圓軌道时需要加速. 同理由(6.9)式得知 $2r_2 < r_1 + r_2$，所以 $\left[1 - \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}}\right] > 0$，說明 Δv_1 也是正的，飞船由椭圓軌道进入外圈行星軌道时也要加速. 因此，我們很容易得出从地球軌道向內圈的金星和水星軌道发射飞船时情况正好相反，即由地球軌道进入椭圓軌道时要減速，而再由椭圓軌道进入內圈行星軌道时也要減速.

因此，我們就可以来計算由地球軌道向其他行星軌道发射星际飞船所需的速度

总增量

$$\Delta V = \frac{\mu_{\odot}}{\sqrt{r_2}}\left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1\right] + \frac{\mu_{\odot}}{\sqrt{r_1}}\left[1 - \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}}\right],$$

或写作

$$\Delta V = v_2^*\left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1\right] + v_1^*\left[1 - \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}}\right]. \tag{6.10}$$

由地球軌道飞向其他行星軌道，从起飞到終点所走过的路程正好是椭圓軌道的一半；因此，得出飞船的航期是半个周期，即

$$T^* = \frac{1}{2}T = \pi\left(\frac{r_1 + r_2}{2}\right)^{3/2}\frac{1}{\mu_{\odot}} = \pi\left(\frac{r_1 + r_2}{2}\right)^{3/2}\frac{1}{R\sqrt{g\frac{M_{\odot}}{M}}}$$

$$= \pi\left(\frac{r_1 + r_2}{2R}\right)^{3/2}\sqrt{\frac{R}{g}\frac{M}{M_{\odot}}} = 2\pi\sqrt{\frac{R}{g}}\cdot\frac{1}{2}\cdot\left(\frac{r_1 + r_2}{2R}\right)^{3/2}\sqrt{\frac{M}{M_{\odot}}},$$

$$T^* = \frac{84.5}{2}\left(\frac{r_1 + r_2}{2R}\right)^{3/2}\sqrt{\frac{M}{M_{\odot}}}\ (\text{分}). \tag{6.11}$$

以上公式的推演，虽然都是以地球軌道上向外圈行星軌道发射宇宙飞船为模型，但实际上是适合于任意两个行星軌道之間的椭圓軌道上飞船的計算.

§6.3 实 例

我們以从地球发射一星际飞船到木星为例，来說明有关的具体問題.

由表 1.5 我們可以得出下列数据：$V_1 = \sqrt{gR} = 7.91$ 公里/秒；$R = 6{,}371$ 公里；$r_2 = 1.49457 \times 10^8$ 公里；$r_1 = 5.203r_2$；$M_{\odot}/M = 332{,}488$；故由前面的公式算得

$$v_2^* = 7.91 \times 3.764 = 29.80\ \text{公里/秒};\quad v_1^* = 13.06\ \text{公里/秒};$$

$$\Delta v_2 = v_2^*\left[\sqrt{\frac{10.406}{6.203}} - 1\right] = 8.82\ \text{公里/秒};\quad \Delta v_1 = 5.64\ \text{公里/秒}.$$

这里只是計算了沿椭圓軌道飞行时，飞船所需的速度增量. 但是，我們知道，飞向其他行星去的飞船首先还得从地球表面上开始，因此需要把从地面起飞的过程和沿 Hohmann 軌道飞行联系到一起来考虑. 下面就来計算用两种不同的方案把飞船从地球送到木星.

第一方案，飞船从地球表面直接起飞，即是采用飞船在离地面較近的軌道上，就使它具有脫离地球引力場的速度，并还剩余一定速度，使飞船直接进入椭圓軌道飞向木星軌道. 到了椭圓軌道与木星軌道相切的位置时再給飞船加一点速度，使它进入木星

軌道．实际上也就是把飞船从地球表面到木星軌道的整个飞行过程分为两段加速当中夹一段很长的自由飞行．因此，我們可以算出飞船在第一加速段所应具有的能量为

$$\frac{1}{2}(\Delta v)^2=\frac{1}{2}V_2^2+\frac{1}{2}(\Delta v_2)^2;$$

所以，第一加速段飞船所应具有的速度增量

$$\Delta v=\sqrt{V_2^2+(\Delta v_2)^2}=\sqrt{11.18^2+8.82^2}=14.23\text{ 公里/秒}.$$

从而計算出整个过程中飞船所需加的速度为

$$V=\Delta v+\Delta v_1=14.23+5.64=19.87\text{ 公里/秒}.$$

第二方案：首先从地球表面发射一人造卫星．然后，再从人造卫星沿同样的椭圆軌道向木星发射飞船；即是将整个航道分为两个大的阶段，先用第五章里講的发射卫星的方法发射卫星，再采用近似于 Hohmann 軌道的办法从卫星上发射飞船去木星．因此，我們可以算得整个过程飞船所需的能量的总和为

$$\begin{aligned}V&=V_1+\sqrt{V_2^2-V_1^2+(\Delta v_2)^2}+\Delta v_1\\&=7.91+\sqrt{11.18^2-7.91^2+8.82^2}+5.64=25.40\text{ 公里/秒}.\end{aligned}$$

从这两个方案的結果很明显地看出：第二种办法比第一种办法所需要的能量要大得多．主要是由于第一种方案发动机的排气大部分有低能位，而后一种方案則需要把相当一部分气体排在能位高的卫星軌道上．我們知道苏联所发射的金星火箭就是从卫星軌道上发射的．既然这种办法費能量，那么为什么不采取从地球表面直接发射的办法呢？其原因在于第二种办法虽然耗費的能量多，但是人造卫星停留时間可以很长，因此能把人造卫星的軌道参数测量得很准，而且也有时間利用这些测得的参数来在地面計算好发射星际火箭的时刻和火箭推力的作用方向，并执行这个发射程序．总之，从卫星軌道上发射宇宙飞船容易取得精确的描准，因而大大地增強了可靠性和飞行軌道的精确性．相反，第一种方法对动力的要求虽然低些，但因为沒有人造卫星这一个間隙来进行軌道的精确测量及描准，不容易控制得很准，发射不可靠．当然，在解决了更多級火箭的精确控制間題后，采用直接发射的办法是可以实現的．

飞向土星的星际飞船的航期可以由(6.11)式求得

$$\begin{aligned}T^*&=\frac{84.5}{2}\left(\frac{6.203\times1.49457\times10^8}{12,742}\right)^{3/2}\sqrt{\frac{1}{332,488}}\\&=1,438,000\text{ 分}=1,000\text{ 天}.\end{aligned}$$

这里由于飞船从地面起飞段在整个軌道飞行中只占很小一部分，因此計算它的航期

时就只考虑到沿 Hohmann 軌道飞行的时間.

由上面的計算看出采用 Hohmann 軌道发射星际飞船，比起其他軌道而言，在能量上要少得多. 但是，从时間上来說确相当长，由地球飞向木星就得三年的时間. 如果我們有更有效的推进系統，火箭的速度能达到更高，那么是可以用其他形式的軌道，以至用拋物綫或双曲綫軌道. 但我們知道，火箭向行星飞行时还要受到地球軌道速度的影响，如果火箭具有的速度太小就使飞行不可能是直綫或近于直綫飞行. 因此要飞行时間大大縮短，火箭必需具有更高的速度，比如 50 公里/秒的速度. 在今天火箭发动机性能所能达到的条件下，星际飞行还只能采用 20 公里/秒以下的速度，也就是用 Hohmann 式或近于 Hohmann 式的軌道.

最后还要指出一种用来发射太阳探測器最省能量（接近太阳的自动站）的办法. 有人建議将火箭以稍低于第三宇宙速度向外圈发射，使火箭最后到达太阳引力場的边沿繞太阳运行. 由于这时它繞太阳的軌道速度很小了，因此只要将这个速度抵消，它就会受太阳的引力而自动向太阳中心掉. 但是，这样作虽然所需要的能量很小，而要求控制高度精确，因为在抵消它具有繞太阳的速度时要恰到好处；抵消过多了它就会向相反的方向繞太阳轉，抵消不够它也会以剩下的速度繞太阳轉，而不能一直掉向太阳. 因此，要在这样远的距离上，使它瞄准要去的行星，那就更加困难了. 要实現这种方案还是一个十分困难而又复杂的过程，有待今后科学进一步的发展来解决.

§ 6.4 在中心力場中的低推力軌道

低推力的軌道是基于这样一种設想：由于考虑到从卫星軌道上起飞有許多好处，例如象前面所說的，从卫星軌道上起飞，比从地球表面上起飞其控制的精确度可以提高，故許多星际航行軌道都是从地球卫星的軌道上开始. 在卫星軌道上地球对卫星的引力始終是存在的，因为卫星既繞地球旋轉，当然有加速度，而且这个加速度刚好等于地球引力所产生的加速度. 同时在人造地球卫星中的物体也随着卫星繞地球旋轉，它的加速度也正是地球引力所产生的加速度. 因而在卫星內部就不需要用任何力来托着物体，这时物体处于失重状态，虽然它沒有重量了，但是同样受地球引力的作用. 从这里也可以看出，物体的重量虽然起源于地球的引力，但它和地球引力并不是一回事，这我們应有明确的概念. 因此有人就考虑，可以利用失重这一个事实，用很小的加速度从卫星軌道上发射飞船；而且就建議，在星际航行中可以采用低推力的軌道，用推力小而比冲非常高的电火箭系統(我們将要在下一章中講解). 这就給軌道

提出了另一方面的問題，研究加速度小到 $\frac{1}{1,000}g$ 以至 $\frac{1}{10,000}g$ 的軌道. 但是要能使用这样小的加速度，必須付出一定的代价；而且随着加速度的逐漸減少，所付出的代价越来越大，这我們可以从以后的分析計算中看到. 所以我們不能認为在卫星軌道上，在已經失重的情况，就沒有什么重力损耗，那是不正确的. 实际上，虽然在卫星軌道上感覚不到重力的作用，但是卫星并沒有脱离地球引力場，也象§5.2中講的一样，仍然有重力损耗，因而对低推力軌道是要付出一定的代价. 下面我們可以对从卫星上起飞的軌道，即低加速度軌道进行具体的計算来加以說明. 由于推力是一直作用在飞行器上，因而飞行軌道不再是一个椭圓形而是一螺旋形的軌道.

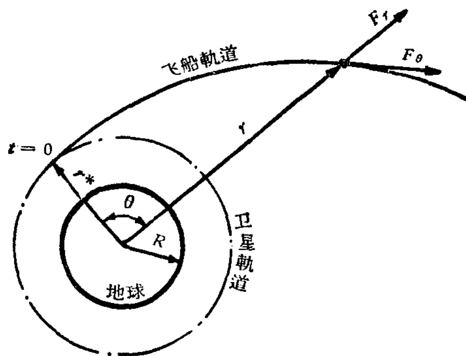


图 6.3 从卫星軌道上起飞

这里設 g^* 为在卫星軌道上的重力常数；F_r 为瞬时单位飞船质量的径向推力；F_θ 为瞬时单位飞船质量的周向推力（参看图 6.3). 其 F_r, F_θ 值在飞行的过程中是可以变化的. 这里我們可以利用牛頓定律，对于单位质量的飞行器写出下列两个运动方程，作为我們考虑問題的基础. 其飞行器运动的径向加速度为

$$\frac{d^2r}{dt^2}=r\left(\frac{d\theta}{dt}\right)^2-g^*\left(\frac{r^*}{r}\right)^2+F_r. \tag{6.12}$$

由单位时間的角动量的变化可得到周向运动的方程为

$$\frac{d}{dt}\left(r^2\frac{d\theta}{dt}\right)=rF_\theta. \tag{6.13}$$

根据以前的計算結果，我們知道用径向推力方向其能量的消耗比較大，效果是不好的，而最好的推力方向也不是軌道的切綫方向，而是与軌道的切綫方向成某一个合适的角度. 但是周向推力与最好推力方向所需质量比的差別不大，故这里只考虑周向的推力，使其問題簡化，同时所得結果与最佳推力方向的結果相近. 这里为了計算上的方便我們采用了下列无量綱变数的形式*.

* 我們在这里可以指出的是：在力学的計算中，为了使其計算簡化，一般常采用变数无量綱化的方法进行計算，这样可以使其計算的形式簡化，同时由于所有的变数都沒有量綱，計算起来既方便又不会因为量綱不統一而出錯誤. 所以无量綱变数的方法是一个常用而可行的方法，至于挑选什么样的基本量綱，要根据每一个具体問題分析得出，使其无量綱化后計算变得更簡单.

对长度的无量綱变数为

$$\rho = \frac{r}{r^*}. \tag{6.14}$$

这里 r 为对于任何时間，飞行軌道离地球中心的距离；而 r^* 为当 $t=0$ 时，飞行軌道距离地球中心的距离，也就是起飞的卫星軌道半径．对时間的无量綱变数为

$$\tau = \sqrt{\frac{g^*}{r^*}}\, t, \quad 故 \quad d\tau = \sqrt{\frac{g^*}{r^*}}\, dt \quad 或 \quad dt = \sqrt{\frac{r^*}{g^*}}\, d\tau. \tag{6.15}$$

θ 角本身就是一个无量綱的变数，故不需要进行无量綱的变化． 由于只采用周向推力，故令其 $F_r = 0$，而

$$F_\theta = \nu g^*. \tag{6.16}$$

这里 F_θ 本身就是一个加速度，而 ν 的大小就代表了这个加速度的大小． 于是把以上的无量綱变数代入(6.12)式就得到

$$r^* \frac{g^*}{r^*} \frac{d^2\rho}{d\tau^2} = r^* \frac{g^*}{r^*} \rho \left(\frac{d\theta}{d\tau}\right)^2 - g^* \frac{1}{\rho^2},$$

也就是

$$\frac{d^2\rho}{d\tau^2} = \rho \left(\frac{d\theta}{d\tau}\right)^2 - \frac{1}{\rho^2}. \tag{6.17}$$

把各无量綱变数代入(6.13)式，則得到

$$\sqrt{\frac{g^*}{r^*}}\, r^{*2} \sqrt{\frac{g^*}{r^*}} \frac{d}{d\tau}\left(\rho^2 \frac{d\theta}{d\tau}\right) = r^* g^* \rho \nu,$$

$$\frac{d}{d\tau}\left(\rho^2 \frac{d\theta}{d\tau}\right) = \nu\rho. \tag{6.18}$$

根据下列三个初始条件其方程(6.17)可以作如下的变换；其初始条件为

(1) 当 $\tau = 0$，

$$\rho = 1; \tag{6.19}$$

(2) 当 $\tau = 0$，$\rho = 1$ 时，卽在卫星軌道上飞船的速度，它是切于圓軌道的，也就是說沒有径向速度，故

$$\left(\frac{d\rho}{d\tau}\right)_0 = 0; \tag{6.20}$$

(3) 当 $\tau = 0$，$\rho = 1$，而且其綫速度卽卫星速度为 $\sqrt{g^* r^*}$，所以

$$r^* \left(\frac{d\theta}{dt}\right)_0 = \sqrt{g^* r^*},$$

$$r^*\sqrt{\frac{g^*}{r^*}}\left(\frac{d\theta}{d\tau}\right)_0=\sqrt{g^*r^*},$$

因此

$$\left(\frac{d\theta}{d\tau}\right)_0=1;\tag{6.21}$$

(4) 当初始条件(1)、(3)代入(6.17)式則得

$$\left(\frac{d^2\rho}{d\tau^2}\right)_0=0.\tag{6.22}$$

如果将(6.17)式乘以 ρ^3, 則得

$$\rho^3\frac{d^2\rho}{d\tau^2}=\left(\rho^2\frac{d\theta}{d\tau}\right)^2-\rho,$$

即

$$\rho^3\frac{d^2\rho}{d\tau^2}+\rho=\left(\rho^2\frac{d\theta}{d\tau}\right)^2,$$

所以

$$\rho^2\left(\frac{d\theta}{d\tau}\right)=\left[\rho^3\frac{d^2\rho}{d\tau^2}+\rho\right]^{1/2}.$$

代入(6.18)式可得

$$\frac{d}{d\tau}\left(\rho^3\frac{d^2\rho}{d\tau^2}+\rho\right)^{1/2}=\nu\rho.\tag{6.23}$$

(6.23) 式是以 ρ 为变数、τ 为自变数的三次非綫性常微分方程，(6.19)、(6.20) 及 (6.22) 式是定解所必需的三个初始条件. 当 $\rho(\tau)$ 定了之后，就可以把 (6.18) 式一次积分得出周向分速度 $\rho\frac{d\theta}{d\tau}$，而(6.21)式則决定了积分常数，求解的原理就是这样. 但要解出这方程式，必須要用較复杂的数值积分的方法，对于如何进行数值积分运算，这里不准备介紹.

随着飞行的进行，当 $t=t_1$ 时，对于单位質量飞船它所具有的动能为

$$\frac{1}{2}\left[\left(\frac{dr}{dt}\right)_1^2+\left(r_1\frac{d\theta}{dt}\right)_1^2\right],$$

而单位質量飞船所具有的势能为

$$-g^*\frac{r^{*2}}{r_1}.$$

对于单位質量能量的总和为

$$\frac{1}{2}\left[\left(\frac{dr}{dt}\right)_1^2+\left(r_1\frac{d\theta}{dt}\right)_1^2\right]-g^*\frac{r^{*2}}{r_1}.$$

如果我們要求加速段的終了，也即是 $t=t_1$ 时，不但有足够的能量（动能）来克服

地球引力而脫离地球引力場，而且要求在脫离地球引力場之后，还要有一定的速度 $n\sqrt{g^*r^*}$；其中 n 为一个无量綱的参数，它表示了剩余的速度大小. 設加速終了时的情况用下标"1"来代表，則

$$\frac{1}{2}\left[\left(\frac{dr}{dt}\right)^2+\left(r\frac{d\theta}{dt}\right)^2\right]-g^*\frac{r^{*2}}{r}=\frac{1}{2}\left(n\sqrt{g^*r^*}\right)^2,$$

代入以上的无量綱的变数后，上式可变成

$$\frac{1}{2}\left[r^{*2}\frac{g^*}{r^*}\left(\frac{d\rho}{d\tau}\right)_1^2+r^{*2}\frac{g^*}{r^*}\rho_1^2\left(\frac{d\theta}{d\tau}\right)_1^2\right]-g^*r^*\frac{1}{\rho_1}=\frac{1}{2}n^2g^*r^*,$$

即当 $\tau=\tau_1$ $(t=t_1)$ 时，描写加速終了时的无量綱的方程为

$$\left(\frac{d\rho}{d\tau}\right)_1^2+\rho_1^2\left(\frac{d\theta}{d\tau}\right)_1^2-\frac{2}{\rho_1}=n^2. \tag{6.24}$$

从微分方程和边界条件，首先把 ρ 及 $\rho\dfrac{d\theta}{d\tau}$ 作为 τ 的函数定下，那么 (6.24) 式实际上就是計算每一指定星际航行任务(即指定 n)的无量綱动力加速时間 τ_1. 知道了 τ_1 就能算出 t_1, t_1 也就是发动机作用的时間，是飞船設計的一个重要参数.

在这里我們将設 $\nu=$ 常数，即推力随質量 M 的变化而变化，但保持一定的比例. 此外我們为了計算简单，先設 ν 較大，然后从結果来推論 ν，即加速度較小时的情况. 因为 ν 大，加速度相应的較大，其加速段不会很长，故很接近于 1，就可以用 $\rho=1$ 代入方程(6.23)，因而使(6.23)式簡化，就可以利用初始条件和終了时的条件将(6.23)式进行下列近似积分，則

$$\frac{d}{d\tau}\left(\frac{d^2\rho}{d\tau^2}+1\right)^{1/2}=\nu. \tag{6.25}$$

而(6.25)式积分就得到

$$\left(\frac{d^2\rho}{d\tau^2}+1\right)^{1/2}=C_1+\nu\tau,$$

即

$$\frac{d^2\rho}{d\tau^2}+1=C_1^2+2C_1\nu\tau+\nu^2\tau^2.$$

利用初始条件(4)，当 $\tau=0$, $\dfrac{d^2\rho}{d\tau^2}=0$, 所以 $C_1=1$, 則

$$\frac{d^2\rho}{d\tau^2}=2\nu\tau+\nu^2\tau^2. \tag{6.26}$$

再将(6.26)式积分得到

$$\frac{d\rho}{d\tau}=C_2+\nu\tau^2+\nu^2\frac{\tau^3}{3}.$$

应用初始条件(2)，当 $\tau = 0$, $\frac{d\rho}{d\tau} = 0$; 代入上式就得到 $C_2 = 0$, 則

$$\frac{d\rho}{d\tau} = \nu\tau^2 + \frac{1}{3}\nu^2\tau^3. \tag{6.27}$$

最后将(6.27)式积分后得

$$\rho = C_3 + \frac{1}{3}\nu\tau^3 + \frac{1}{12}\nu^2\tau^4,$$

利用初始条件(1)得到 $C_3 = 1$, 故

$$\rho = 1 + \frac{1}{3}\nu\tau^3 + \frac{1}{12}\nu^2\tau^4. \tag{6.28}$$

从(6.28)式可以看出，当 τ 很小时，卽时間很短的时候，ρ 是很趋近于1，故說明以上的近似积分是合理的. 把(6.28)式所得結果代入方程(6.18)，得

$$\frac{d}{d\tau}\left(\rho^2\frac{d\theta}{d\tau}\right) = \nu\rho = \nu + \frac{1}{3}\nu^2\tau^3 + \frac{1}{12}\nu^3\tau^4,$$

积分后为

$$\rho^2\frac{d\theta}{d\tau} = C_4 + \nu\tau + \frac{1}{12}\nu^2\tau^4 + \frac{1}{60}\nu^3\tau^5,$$

利用初始条件(2)得到 $C_4 = 1$, 所以

$$\rho^2\frac{d\theta}{d\tau} = 1 + \nu\tau + \frac{1}{12}\nu^2\tau^4 + \frac{1}{60}\nu^3\tau^5. \tag{6.29}$$

把已經求得的 ρ 平方后得

$$\rho^2 = 1 + \frac{2}{3}\nu\tau^3 + \frac{1}{6}\nu^2\tau^4 + \frac{1}{9}\nu^2\tau^6 + \frac{1}{18}\nu^3\tau^7 + \frac{1}{144}\nu^4\tau^8. \tag{6.30}$$

把已知的 ρ 与 $\frac{d\rho}{d\tau}$ 相乘卽得

$$\rho\frac{d\rho}{d\tau} = \nu\tau^2 + \frac{1}{3}\nu^2\tau^3 + \frac{1}{3}\nu^2\tau^5 + \frac{7}{36}\nu^3\tau^6 + \frac{1}{36}\nu^4\tau^7. \tag{6.31}$$

对于加速終了时，$t = t_1$ 的方程(6.24)乘以 ρ_1^2, 卽得

$$\rho_1^2\left(\frac{d\rho}{d\tau}\right)_1^2 + \rho_1^4\left(\frac{d\theta}{d\tau}\right)^2 - 2\rho_1 = \rho_1^2 n^2;$$

也就是

$$\left(\rho_1\frac{d\rho}{d\tau}\right)_1^2 + \left(\rho_1^2\frac{d\theta}{d\tau}\right)^2 - 2\rho_1 = \rho_1^2 n^2. \tag{6.32}$$

将(6.29)，(6.30)及(6.31)式的結果代入(6.32)式，則得

$$\left\{\nu\tau_1^2 + \frac{1}{3}\nu^2\tau_1^3 + \frac{1}{3}\nu^2\tau_1^5 + \frac{7}{36}\nu^3\tau_1^6 + \frac{1}{36}\nu^4\tau_1^7\right\}^2 + \left\{1 + \nu\tau_1 + \frac{1}{12}\nu^2\tau_1^4\right.$$

$$+\frac{1}{60}\nu^3\tau_1^5\Big\}^2-2\Big\{1+\frac{1}{3}\nu\tau_1^3+\frac{1}{12}\nu^2\tau_1^4\Big\}=n^2\Big\{1+\frac{2}{3}\nu\tau_1^3$$

$$+\frac{1}{6}\nu^2\tau_1^4+\frac{1}{9}\nu^2\tau_1^6+\frac{1}{18}\nu^3\tau_1^7+\frac{1}{144}\nu^4\tau_1^8\Big\}. \tag{6.33}$$

(6.33) 式就是对于加速終了用近似积分求解出的方程．但在进一步計算之前，我們来研究一下 $\nu\tau_1$ 的实际意义，特别是它与質量比的关系．設 c 为有效噴气速度；M_0 为 $t=t_0$ 时的質量；M_1 为 $t=t_1$ 时的質量；則对于单位質量的推力有下列关系

$$-c\cdot\frac{dM}{dt}\cdot\frac{1}{M}=F_\theta.$$

因 $F_\theta=\nu g^*$，所以

$$-\frac{c}{M}\frac{dM}{dt}=\nu g^*;$$

进行无量綱化后为

$$-c\frac{dM}{M}=\nu g^*\sqrt{\frac{r^*}{g^*}}d\tau.$$

在 τ 由 0 到 τ_1 及 M_0 到 M_1 之間进行积分，則得

$$c\ln\frac{M_0}{M_1}=\sqrt{r^*g^*}\tau_1\nu;$$

所以

$$\frac{c}{\sqrt{g^*r^*}}\ln\frac{M_0}{M_1}=\tau_1\nu. \tag{6.34}$$

这里对于一定的推进剂，$\frac{c}{\sqrt{g^*r^*}}$ 的值是一定的，而 $\sqrt{g^*r^*}$ 实际上是卫星在軌道上的速度．对于目前的化学火箭，$\frac{c}{\sqrt{g^*r^*}}$ 在 0.35 到 0.55 之間；对于我們在下一章要講的原子火箭，$\frac{c}{\sqrt{g^*r^*}}$ 在 1 到 1.25 之間；而对于所謂电火箭(見下章)，$\frac{c}{\sqrt{g^*r^*}}$ 可以达到 20.

令 $\frac{c}{\sqrt{g^*r^*}}\ln\frac{M_0}{M_1}=\eta$，則实际上代表了質量比的大小，可以作为衡量質量比大小的指标，所以 $\eta=\nu\tau_1$．将这个关系代入(6.33)式，即得

$$\frac{1}{\nu^2}\Big\{\eta^2+\frac{1}{3}\eta^3+\frac{1}{\nu^2}\Big(\frac{1}{3}\eta^5+\frac{7}{36}\eta^6+\frac{1}{36}\eta^7\Big)\Big\}^2+\Big\{(1+\eta)$$

$$+\frac{1}{\nu^2}\Big(\frac{1}{12}\eta^4+\frac{1}{60}\eta^5\Big)\Big\}^2-2\Big\{1+\frac{1}{\nu^2}\Big(\frac{1}{3}\eta^3+\frac{1}{12}\eta^4\Big)\Big\}$$

$$=n^2\Big\{1+\frac{1}{\nu^2}\Big(\frac{2}{3}\eta^3+\frac{1}{6}\eta^4\Big)+\frac{1}{\nu^4}\Big(\frac{1}{7}\eta^6+\frac{1}{18}\eta^7+\frac{1}{144}\eta^8\Big)\Big\}. \tag{6.35}$$

用(6.35)式在給定的 ν 及 n 值的情况下求 η 値. 实际上由于我們在一开始时所引入的簡化假設, $\rho \cong 1$, (6.35) 式的精确度用不到以 $\frac{1}{\nu^4}$ 为因子的項,只有以 $\frac{1}{\nu^2}$ 为因子的項才是确实的. 因此, η 作为 n 及 ν 的函数可以展开成下列形式,而只計算到 $\frac{1}{\nu^2}$ 为因子的項,

$$\eta = \eta^{(0)}(n) + \frac{\eta^{(1)}(n)}{\nu^2} + \cdots. \tag{6.36}$$

把 $\frac{1}{(\nu^2)^0}$ 項集合可得

$$(1+\eta^{(0)})^2 - 2 = n^2, \quad 即 \quad \eta^{(0)} = \sqrt{2+n^2} - 1. \tag{6.37}$$

把 $\frac{1}{(\nu^2)^1}$ 項集合,得

$$\left\{\eta^{(0)^2} + \frac{1}{3}\eta^{(0)^3}\right\}^2 + 2(1+\eta^{(0)})\left(\frac{1}{12}\eta^{(0)^4} + \frac{1}{60}\eta^{(0)^5}\right) + 2(1+\eta^{(0)})\eta^{(1)}$$
$$-2\left\{\frac{1}{3}\eta^{(0)^3} + \frac{1}{12}\eta^{(0)^4}\right\} = n^2\left\{\frac{2}{3}\eta^{(0)^3} + \frac{1}{6}\eta^{(0)^4}\right\}.$$

解出 $\eta^{(1)}$ 得

$$\eta^{(1)} = \frac{\eta^{(0)^3}}{2(1+\eta^{(0)})}\left[\frac{2}{3} - \eta^{(0)} - \frac{13}{15}\eta^{(0)^2} - \frac{13}{90}\eta^{(0)^3} + n^2\left\{\frac{2}{3} + \frac{1}{6}\eta^{(0)}\right\}\right]. \tag{6.38}$$

我們先用(6.37)式算出 $\eta^{(0)}$,然后再用 (6.38) 式算 $\eta^{(1)}$; 那么, (6.35) 式最后得出 η. 由 (6.38) 式可以看出: 当 $n=0$,即只要求加速所需的能量能克服地球引力就够了,这时根据(6.37)及(6.38)式可得

$$n = 0, \begin{cases}\eta^{(0)}(0) = \sqrt{2} - 1 = 0.4142; \\ \eta^{(1)}(0) = +0.002349.\end{cases}$$

当 $\nu > \sqrt{0.10}$ 的情况下,我們的計算是足够精确的,而且也显示出: 当 ν 从很大(即 $\nu > 1$) 到 $\nu = \sqrt{0.10}$, 在 $n = 0$ 时, η 的数值从 0.414 增加到 0.437. 当 $n = 0$, $\nu = 0.10$ 时,以上的計算給出, $\eta \sim 0.649$, 但这是不太准的. 当 $\nu < \sqrt{0.10}$ 对于一定的 n 值,可以用数值积分的方法求得加速常数 ν 与質量比的一定变化关系. 我們在这里只給出計算的結果如图 6.4. 从曲綫可以看出, 当加速度降低为 $\frac{1}{2}g$ 时,其相应的質量比并不要增加很多,也就是如前所說, 当加速度大于 $\frac{1}{2}g$,所付出的代价是不大的, 而比 $\frac{1}{2}g$ 再継續的下降时, 其質量比的增加就很快. 例如: 当 $n = 0$, $\nu = 10^{-3}$ 时, η 値就几乎是大推力时的两倍, 也就是說如果噴气速度不变, 質量比的

对数是大推力时的两倍；而对数的两倍就是説 $\nu = 10^{-3}$ 时的質量比将为大推力时質量比的平方．这也就是説用小推力时，我們必須付出代价；如果我們不能增加噴气速度，那么我們不应使 ν 小于 0.10．

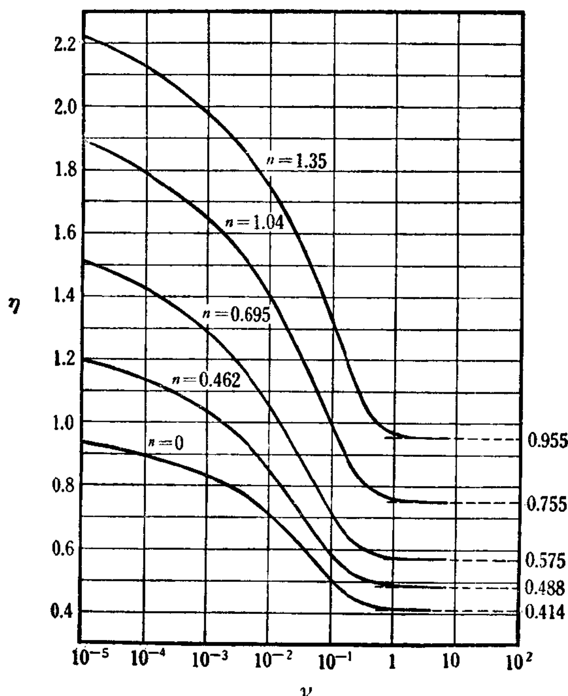


图 6.4　η, ν, n 之間的关系

如果我們可以在降低推力的同时，大大提高噴气速度，象下一章所将要講的电火箭发动机，譬如当 $\nu = 10^{-3}$ 时，噴气速度 c 的数值比大推力的化学推进剂火箭发动机或原子火箭发动机要大两倍以上，那么 η 的增加将被 c 的增加所超过，質量比反而可以降低，这情况就不同了，用低推力的电火箭发动机就有眞实的好处．这我們将在下一章中作更多的説明．

§ 6.5 低推力星际航道

現在我們回到眞实时間 t，計算一下用小推力从低的地球卫星軌道起飞所要的时間．如果 $\nu = 10^{-4}$，$n = 0.462$，即脱离地球引力場之后还有 3.66 公里/秒的速度，以便进入达到其他行星上去的軌道，那么依照图 6.4，$\eta = 1.14$，这也就是説 $\tau_1 = \dfrac{\eta}{\nu}$ $= \dfrac{1.14}{10^{-4}} = 1.14 \times 10^4$．但是依照 (6.15) 式，$t_1 = \sqrt{\dfrac{r^*}{g^*}}\tau_1 = \sqrt{\dfrac{6,371,000}{9.81}} \times 1.14 \times$

$10^4 = 9.19 \times 10^6$ 秒 = 106 天. 由此可見用这样小的推力，加速段的时間大大地延长了，成为整个星际航行的一个不能忽略的部分；而軌道也成为一条旋得很紧的螺旋綫，如图 6.5.

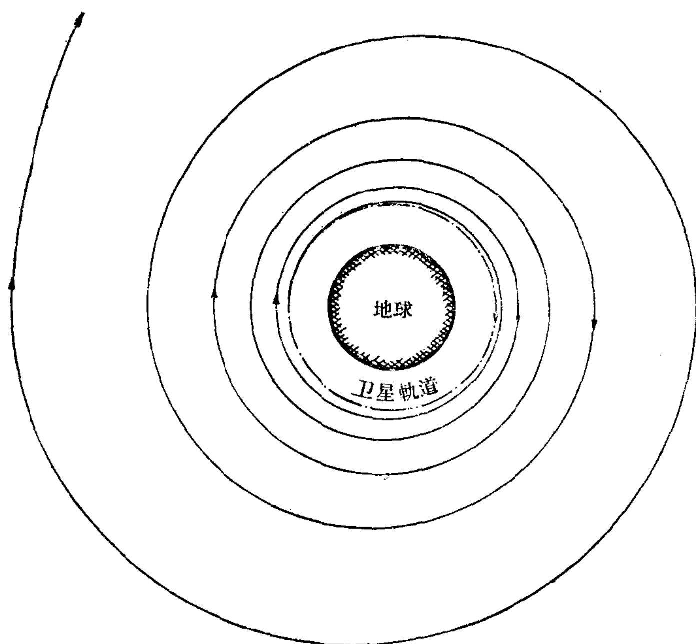


图 6.5　低推力火箭的起飞軌道

我們也可以用上节（§ 6.4）的結果来計算当星际飞船在航行的終端，要降落到一个星球的卫星軌道上去的情况. 这不过把加速度变成減速，图 6.4 仍然可以用，只是在从无量綱参数轉換到眞实参数时，必需用星球的 g^* 和 r^*.

从上面的实例可以看出来，用低推力时，我們难于分淸脫离地球卫星軌道的加速段，行星际飞行段以及到达星球附近的飞行段，三段都相互联接起来了. 整个軌道的計算比較大推力的軌道的計算要复杂，它本身还是一个在研究中的問題.

§ 6.6　光　　帆

从小推力軌道得到启发，有人建議可以利用光压来产生很小的加速度. 这也可以推动星际飞船，这就是用"光帆"的星际帆船. 光帆是沒有質量消耗的，它是靠光压来产生推力，光压的大小我們可以对地球附近的情况作如下簡略的計算来説明.

由于在地球附近正照的太阳光的強度为 1.3 瓩/米^2，若 $\dot{m}$ 为每平方米面积上每秒光子質量流量，c 为光速（3×10^{10} 厘米/秒），則

$$1.3 \times 1000 \times 10^7 \text{ 尔格/米}^2\text{/秒} = \dot{m}c^2,$$

在正照时，光压最大，因为有入射和反射，故光压是 $2\dot{m}c$，所以

$$2\dot{m}c = \frac{2 \times 1.3 \times 10^{10}}{3 \times 10^{10}} = 0.866 \text{ 达因/米}^2,$$

即做大小为 1000 米^{2}的帆可产生約 $\frac{1}{1000}$ 公斤的推力；如果飞行器是 100 公斤，则其加速度为 $\frac{1}{100,000} g$，約相当于 $\nu = 10^{-5}$. 有人仔細地計算过，这样的帆船，如果首先用大推力火箭送出地球重力場，那么大約要一年时間就能到达火星地区. 因此，如果不考虑結构上的問題，单純从軌道問題上来考虑，光帆是可以行得通的. 但是这只是一个理論的想法，还有很多东西不清楚；例如，要把帆做得很薄、很輕，其結构強度就很低，容易被太空里存在的流星、隕石等击穿而被破坏，故利用光帆的現实性还得进一步研究.

第七章　原子能火箭发动机

§7.1 原　子　能

我們知道，使用化学能的推进剂最大可能达到的噴气速度在4公里/秒左右，这与星际航行所要求的速度相比是小了些，因此人們总是想办法来加大噴气速度．由于原子能的发现及其利用，很早就提出在火箭发动机上利用原子能，以取得更高的噴气速度．但实际上要等到原子反应堆和原子能工业的实现和发展，才有条件来討論在星际航行中利用核能燃料这个极重要的問題．在火箭技术中利用原子能的一个办法就是原子火箭发动机．虽然目前原子火箭发动机并沒有实际应用，还只是在不能飞行的模型試車阶段，其实現还有待于解决一系列的技术問題．但是，由于原子火箭发动机能創造更高的飞行速度，与目前的化学推进剂火箭发动机相比具有独特的优点，所以原子火箭发动机肯定是火箭发动机継續发展的方向．

我們知道，在核的轉变过程中要放出巨大的能量，而核的轉变包括有重核的裂变及輕核的聚变．裂变是指重原子核在具有一定速度的中子冲击下，被分裂为具有中等原子量的新元素，并产生一定数量的自由中子，它可以継續去冲击未分裂的重原子核．伴随裂变的过程产生大量的能量，即放出核的結合能，这种核分裂現象称为核裂变．核裂变可以根据引起裂变的中子速度的不同而分为慢中子(或称热中子，其能量小于0.1电子伏*)、快中子(其能量大于0.1百万电子伏)以及高能粒子所引起的核裂变．另一种类型的核反应是核的聚变，也就是二个輕原子核在被加速使之具有一定的能量之后相撞击可以合成一个較重的原子核，同样可以放出大量的能量，以及产生一定数量的中子．如果将輕原子量的反应物質加热到极高的温度(約1亿度)使核具有很大的热动能，这时核之間彼此碰撞就可以发生核聚变，这就叫做热核反应．看来要广泛的利用热核反应，必須要获得可控制的高温才行，而目前还沒有找出很好实現可控热核反应的办法，故今后仍将是継續努力創造条件来利用热核反应的能量．現在人們已經能够控制核分裂反应的过程，所以下面我們将介紹利用核裂变能量的原子火箭发动机．

---

* 电子伏为核子物理学中最广泛采用的单位，即一个电子伏等于电子通过一伏电位差的电場后所得到的能量，即电子电荷．

目前使用的基本裂变物質是鈾 235 (U^{235}) 和利用反应堆生产出来的鈾 233(U^{233}) 及鈈 239 (Pu^{239}). 鈾 235 是从天然鈾中分离出来的,而天然鈾是从矿石里取得. 天然鈾是鈾的三种同位素的混合物,其中含 U^{238} 99.282%, U^{235} 0.712%, U^{234} 0.006%. 而只有 U^{235} 才能满足动力技术要求的裂变物質,能进行自行保持的鏈式分裂反应;也就是能在不断的放出能量的同时,产生一定数量的中子,継續去冲击未分裂的原子核. 但是由于 U^{235} 的含量較少,天然鈾不能直接的用于动力装置中,必須把 U^{235} 提出,而这是一个相当复杂和昂貴的工艺过程. 原子能工业的发展开辟了广泛使用核裂变能量的原料来源,故目前可以提供大規模使用的核裂变原料,除了从天然鈾分离出 U^{235} 以外,还有 U^{233}、Pu^{239}. Pu^{239} 是从在反应堆中用 U^{235} 裂变产生的中子,被 U^{238} 吸收后經过二次 β 蜕变而得到. 而 U^{233} 是从在反应堆中的中子被釷 (Th^{232}) 吸收經二次 β 蜕变而得;在自然界里釷的貯量比鈾还多.

原子火箭发动机之所以能創造出比普通的化学推进剂火箭发动机更高的噴气速度,主要是在核变化的过程中放出的能量远远超过化学推进剂燃燒过程中所放出的能量. 因一般的燃燒反应无非是元素結合中的变化,所以只是在原子的电子层里有变化,而原子核內部的結构沒有任何变化. 但在核裂变里,原子核本身結构发生了变化,使一个重原子核形成两个中等原子的新原子核,同时放出大量能量及一定数量的中子. 这种結构上的变化必然引起相应的电子层或原子核結构上的变化,但电子与原子核的結合能的数量級是一个电子伏,而原子核中的質子及中子結合能的数量級为 1 兆电子伏,差一百万倍,所以一般单位質量化学推进剂的燃燒反应放出的能量如果为 1 个单位,那么单位質量核裂变物質能放出的能量为 100 万个单位,也卽单位質量核裂变的能量等于单位質量化学变化放出能量的 10^6 倍. 所以这样高的能量被放出来,可以使火箭发动机的性能有飞跃的提高.

§7.2 原子火箭发动机

关于原子火箭发动机如何来利用核裂变的能量,可以采用不同的方案,现在的科学技术还不能实現直接利用核裂变的方案,这里只介紹一个較成熟的工作过程,在不久的将来就能实現的方案. 卽在反应堆进行可調节的核子鏈式分裂反应,放出大量的能量,并随之将原子能变成了热能,产生很高的温度,而用惰性的工作介質通过反应堆,吸收和带走反应堆的热量,然后工質进入噴管,将热能变成噴气的动能,以高速噴出.

图 7.1 是一个原子火箭发动机的簡图,它是用液氫作为工作介質. 其流程是用

液氫泵"7"将貯箱的液氫經管"9"打入冷却夹套"3"，其流向如图，与§3.3所述LR-115液氫液氧火箭发动机燃燒室相同．然后气氫从管"4"进入氫渦輪．在氫渦輪里进行局部膨胀，压力有下降后，进入反应堆"1"．氫吸收了反应堆的热量温度大大升高，然后进入噴管进行膨胀，将热能轉变成动能以高速度噴出．其氫渦輪所发出的功率是作为液氫泵的能源．

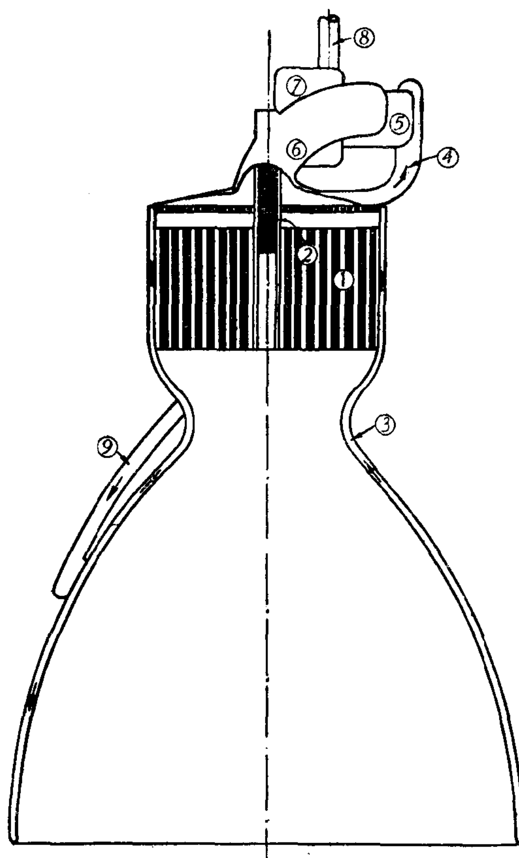


图7.1　原子火箭发动机

1——反应堆；　2——控制棒；　3——氫冷却套；　4——来自冷却套的气氫；　5——氫渦輪；　6——氫渦輪排气入反应堆；　7——液氫泵；　8——来自液氫貯箱的导管；　9——高压液氫导管至冷却套．

原子火箭发动机的主要部分为原子反应堆，为了对原子反应堆有粗略的了解，这里对反应堆的一般工作情况仅作簡略的介紹：反应堆主要由发生裂变反应的活性区組成，而活性区是由含有释热元件的大量工艺管道所构成，它們按一定的方式配置．一般释热元件有芯及包壳，芯由核子燃料組成，用包壳来保护芯(壳可以用吸收中子弱的金属如鋁、鎂、鋯等做，絕不能用吸收中子強的硼做成）使其不被流經释热元件的工作介質所腐蝕，并防止芯中的放射性分裂碎片进入工作介質里．在释热元件与工艺管道之間形成一个工作介質的通道，以便导出热量．当然释热元件可以做成圓柱形、棒形、弧板形及管形．为了提高U^{235}和Pu^{239}等核裂变物質的原子核俘获中子的几率，故可以在各工艺管道之間放入分子量小、中子散射力強而中子吸收率弱的減速剂，来減低核裂变过程中产生的中子速度，如石墨或鈹(实际上是使用氧化鈹)．对于快速中子的反应堆就不用減速剂，其尺寸也可以減小．这种反应堆的結构及操縱比較复杂，需要更高的技术水平．

反应堆中还設有补偿棒，它是由吸收中子性能很強的材料做成，作用是吸收裂变所放出的中子，以降低反应的強度．当补偿棒全部插入反应堆时，吸收中子很多，裂

变連鎖反应不能进行，反应堆就停止工作. 把棒抽出到一定程度，反应堆就起动了. 随着反应堆工作的进行补償棒就从活性区內逐漸的提出. 反应堆的調节在于保持所給定的功率或按需要改变这功率的大小，故一般設有可改变反应堆反应率的調节棒，多做成圓形，可以用吸收中子強的鎘、硼、碳化硼或硼鋼做成. 此外，也在反应堆中設有当发生事故时能迅速停止原子核反应的安全棒. 总之，設計反应堆最主要的要求是尽可能的选择应用吸收中子能力較弱的材料，这样可以減少中子的无故損失.

发动机工作介質选择的依据是使其噴气速度达到最大值，也就是工作介質的溫度或反应堆的溫度要高，工作介質的分子量要小. 虽然理論上核裂变反应可以获得非常高的溫度，但实际上能承受的溫度是受反应堆結构材料及核裂变燃料本身強度所限制. 因此，除了尽可能高的溫度外，选择低分子量的工作介質就具有重要的意义. 而普通氫的分子量最低，它是可以获得最大的噴气速度，而且价廉易得. 可是氫用作工質最大的缺点是比重很小，必需用較大的推进剂貯箱，但这不是不可克服的困难.

对于用氫作为工作介質的原子火箭发动机性能的理論計算結果見表 7.1. 計算的条件如下：

(1) 剛經过反应堆时的压力 $p_c = 100$ 大气压，而噴管出口压力等于大气压力，都等于零，即

$$p_e = p_a = 0;$$

(2) 由于氫在高溫下的分离和复合反应进行非常迅速，故可以近似的認为在噴管內是平衡流动，用平衡法計算；

(3) 其推进剂的消耗主要是指氫的消耗，因为核燃料的单位質量的能量很高，其質量的消耗与工質消耗相比是相当小，以致可以忽略.

表 7.1 用氫作工質的原子火箭发动机性能

T_c(°K)	T_c(℃)	w_e (米/秒)	(I_s 秒)
3,886	3,613	12,100	1,233
3,330	3,057	10,860	1,107
2,780	2,507	9,600	979
2,220	1,947	8,380	855
1,667	1,394	7,000	714

当然，实际上 $p_e \neq 0$，此外还有 § 2.9 中所說的理論計算与眞实情况的差别，故可能平均比冲为表 7.1 上所列出的数据的約 85%；所以要取得 800 秒以上的比冲，反应

堆加热后的氫气温度要高于 2500℃. 能不能达到这样高的温度? 鈾或鈈金属本身是不行的,它們的熔点太低,約在 1000℃左右,只能用它們的化合物. 熔点在 2000℃以上的鈾及鈈化合物的性質列在表 7.2 中. 从表中的数据可以看出,要使反应堆的固

表 7.2 鈾及鈈化合物的熔点及密度

化合物	熔点(℃)	密度(克/厘米^3)	其他性質
UO_2	2750	10.96	一直到熔点是在氫中稳定的
UN	2650	14.32	
UC_2	2470	11.68	UC_2 沒有 UC 稳定;两者导热系数都比較高
UC	2370	13.63	
US	>2000		
UBe_{13}	2000	4.37	在 500℃ 以上对氮起反应
PuO_2	~2240	11.46	
PuN		14.2	
PuC		13.6	
Pu_2C_3	~2200	12.7	

体材料温度大大超过 2500℃ 是有困难的;因而用这种形式的反应堆,要把比冲提高到 800 秒以上是頗不容易的. 即便是要取得 800 秒的比冲,那也得大大地改进反应堆释热元件的設計,使热能很有效地从固体的物質传到气体的工質. 这样,也許我們将不得不放弃上面所說的释热元件的包壳,而释热元件本身也将由多孔介質所做成;让氫气从細孔中通过,增加固气的接触面积,降低固体到气体的温差,以尽量提高工質的温度. 这样做的缺点是,部分裂变后的放射性物質将由噴气散发在空中.

为了我們对原子火箭发动机所能达到的性能有所了解,因而举出下列两个計算例子(見表 7.3):其計算条件为慢中子反应堆(即热中子反应堆),比冲 $I_s = 746$ 秒,发射低軌道卫星,以氫作工作介質,用石墨作減速剂. 从表 7.3 可以看出下列几点:

首先是原子能燃料中的 U^{235} 含量愈高,火箭愈輕. 实际上含 U^{235} 的浓度是相当小的,大部分为減速剂及其他物質的重量.

其次是反应堆的工作必須在临界尺寸下进行. 临界尺寸是指在一定的形状和尺寸下进行連鎖裂变反应,其中子的泄漏减少到使裂变后产生的中子数量与裂变前所具有的中子数量相等,这样才能使核分裂反应成为自动保持的反应. 但在临界尺寸的反应堆中,所含的裂变燃料較多,并不会在一次使用中就"烧"完. 可从表 7.3 所举两个运載火箭的例子上看出,送一次卫星只用掉 1.21% 或 0.368%,是原有核燃料的很少一部分. 故原子火箭发动机必須考虑为能回收的系統,即应設有回地时所用的翅膀,这样使其結构重量比化学推进剂火箭发动机就有所增加. 一般化学推进剂

表 7.3　原子运載火箭

鈾的濃縮度	例一	例二
	$U^{235}/U^{238}=1/10$	$U^{235}/U^{238}=1$
反应堆的直径(米)……	4.86	3.82
反应堆的长度(米)……	2.43	1.91
反应堆活性物质的重量(吨)……	30.5	14.85
所含 U^{235} 的重量(公斤)……	54.5	86.5
液氫的流量(吨/秒)……	3.172	1.528
推力(吨)……	2,364	1,138
反应堆的热功率(亿瓩)……	1.59	0.765
火箭的起飞重量(其重量为推力的 60%)(吨)……	1,420	683
所携带的液氫重量(其重量为推力的48%)(吨)……	1,134	546
液氫圓筒貯箱尺寸(其长度为直径的 6 倍)(直径×长度)(米)	15.10×90.7	11.83×71
推力作用时間(秒)……	358	358
每次发射"燒"掉的 U^{235} 重量(公斤)……	0.661	0.318
結构及有效負載重(吨)……	286	137
結构重(吨)……	170*	102.5**
其中除反应堆以外的发动机結构重量(吨)*** ……	23.6	11.38
不带发动机的結构重量(吨)……	115.9	76.27
卫星重量(吨)……	116	34.5

*　其結构比按 12% 計算而得.

**　其結构比按 15% 計算而得.

***　除反应堆以外的发动机結构重量与化学火箭应該相当,故采用了化学火箭的結构重:推力＝1:100 的比例来計算.

火箭的結构重量为起飞重量的 5%,而原子火箭发动机取为 12% 或 15%.

另外,原子火箭发动机的有效負載是比較大的,从表 7.3 上看約占起飞重量的 8% 或 5% 左右,而一般化学推进剂火箭的有效負載是起飞重量的 1%,就是以 § 4.3 的例子来看,用了液氧和液氫发动机巨型运載火箭,也只有 2.44%.

原子运載火箭发动机比較庞大,如何发射是将来要考虑的問題,但估計可以放在海面上来发射.因为工作介質为氫,其比重比水輕很多,这样內装大量液氫的整个火箭发动机易豎立在水中.

当然以上考虑的方案并不一定是最好的.因为是用的慢中子裂变,反应堆的尺寸比用快中子裂变所需反应堆的尺寸要大.关于如何使反应堆在大功率的情况下,使反应堆外形尺寸尽量的小,反应堆重量尽可能的輕,在使用上具有很高的可靠性等等一系列的技术問題有待于进一步的研究和解决.但总的看起来,原子火箭发动机由于应用了高能的核子燃料,可以获得很高的比冲,比化学火箭有一个飞跃的提高.也因为比冲的成倍增长,原子运載火箭的級数可以少,放卫星只要单級,并且可以多

次使用. 此外其結构較簡单,有效負載也較大,这些特点都对星际航行是有利的. 自然原子火箭发动机是受反应堆的温度限制,如果反应堆的温度能进一步的提高时,就可以更有效地来利用核能量,提高噴气速度. 此外,如果把燃燒室的压力 p_c 降低,即把通过反应堆后的压力降低,那就能在同一温度下增加氫的离解度,使工質的分子量降低也可以提高噴气速度. 因此也有人提出,原子运载火箭在飞行了一段之后,本身重量因推进剂的消耗而降低了,推力降低一些也是可以的;也就是如果把氫的流量降低一些,而使用同一个噴管,就会使通过反应堆后的压力 p_c 也跟随降低,从而可使比冲提高,这是会有好处的. 此外也有人想到原子火箭比冲之所以不能再提高,是由于受反应堆固体物質熔点的限制,因而工質温度不能再提高. 所以如果我們采用气态反应堆,也就是把气态裂变物質混入工質,使裂变反应在气态中进行,那就能大大提高温度而不产生反应堆熔化的困难. 但是用气态反应堆的問題是如何防止尙未裂变的原子随工質噴出发动机而散失,不能做到这点将消耗过多的高价裂变物質而使发动机很不經济. 这些有关原子火箭发动机的具体設計問題都有待于今后进一步的研究.

有了原子火箭发动机,我們就能創造具有更高飞行速度的星际飞行器,就可以更广泛地来选择星际航行的軌道,让消耗的动能增加一些,而飞行的时間可相应的減少. 这对于星际航行来說是有利的,这是原子火箭发动机給星际航行带来的前景.

§7.3 电火箭的設計原理

电火箭发动机与原子火箭发动机在形式上及性能上几乎完全不同,但是都是以原子能作为发动机的能源. 电火箭不是象原子火箭那样,直接利用核裂变产生的热量来加热推进工質,而是利用这个热能加热气渦輪的工質,产生的高温、高压气体去吹动渦輪. 渦輪再带动发电机,把机械能变为电能,然后利用电能来加速少量的推进剂,使能量集中在这少量的工質上噴出,产生推力;工質以每秒几十公里至一百公里或更高的速度噴出(一般化学火箭的排气速度只有 3—4 公里/秒,原子火箭的排气速度也只能达到 8—10 公里/秒),其比冲可以达到几千以至上万秒. 看来这种发动机具有很高的噴气速度和比冲,用来作为火箭动力是比較理想的. 但是,問題并不就这么簡单,因为这种发动机实际上等于把一个原子发电站和离子加速器搬到火箭上. 因此,整套設备的重量是比較大的,当我們要增加发动机的推力时,整个动力机械的結构重量也要随着大大增加. 这样就限制了电火箭的推力只能在很低的水平上,这也正是与原子火箭及化学火箭性能的最大不同点. 电火箭具有很高的比冲和噴气速度,但推力确很小;結构重量中相当大的一部分是动力机械的重量,而推进剂却占重

量的較小部分．化学火箭、原子火箭則比冲及噴气速度受到限制，但是推力却可以很大；因此，它們的推进剂重量在火箭中則占有很重要的部分，結构重量却很小．这样一来，可以看出要想利用这三类火箭的任何一种，而想兼得高比冲和大推力是不可能的．

这里具体討論电火箭发动机的几个主要問題：設 M_F 为火箭推进剂的質量；t 为发动机工作时間．如果以发动机推力不变計，則每秒推进剂的流量 $\dot{m}$ 为

$$\dot{m} = \frac{M_F}{t}.$$

如 c 为噴气速度，則电火箭发动机的排气功率*为

$$L = \frac{\dot{m}c^2}{2} = \frac{M_F c^2}{2t}, \tag{7.1}$$

同时可以得出推力 T 为

$$T = \dot{m}c = \frac{M_F}{t}c. \tag{7.2}$$

排气功率与推力之比为

$$\frac{L}{T} = \frac{c}{2}. \tag{7.3}$$

可以看出，当推力保持不变，增加排气速度时，发动机的排气功率必然随之增加．实际上也就是要求发电站相应地增大，这样对我們来說是不利的．因此，当我們設計电火箭时必須把对排气速度的选择和发电站的重量結合起来考慮，以求得最优設計．

如果我們将火箭的总質量 M_0 分成为推进剂質量 M_F、动力机械質量 M_P 和結构及有效負載質量 M_L，即

$$M_0 = M_F + M_P + M_L, \tag{7.4}$$

因此，加速終了的質量

$$M_1 = M_0 - M_F = M_P + M_L. \tag{7.5}$$

那么，用齐奥尔科夫斯基公式得出火箭加速終了的速度为

$$V = c \ln \frac{M_0}{M_1} = c \ln \frac{M_F + M_P + M_L}{M_P + M_L}. \tag{7.6}$$

現将动力机械質量 M_P 看作为与排气功率成正比关系，其比例系数为 $\frac{1}{\alpha}$；α 是单位动

---

* 排气功率 L 是排出气体动能所关联的功率．因为不是所有电能都能变成排气的动能，发电机的电功率也就比排气功率还大些．

力机械質量的排气功率(尔格/秒·克),那么,由(7.1)式得出

$$M_P = \frac{M_F c^2}{2t\alpha}; \tag{7.7}$$

代入(7.6)式得

$$e^{V/c} = \frac{M_0}{M_P + M_L} = \frac{M_0}{M_L + \frac{M_F c^2}{2t\alpha}} = \frac{1}{\frac{M_L}{M_0} + \frac{M_F}{M_0}\frac{c^2}{2t\alpha}}. \tag{7.8}$$

而另一方面

$$e^{V/c} = \frac{M_0}{M_P + M_L} = \frac{M_0}{M_0 - M_F} = \frac{1}{1 - \frac{M_F}{M_0}},$$

所以

$$\frac{M_F}{M_0} = 1 - e^{-V/c};$$

代入(7.8)式

$$e^{V/c} = \frac{1}{\frac{M_L}{M_0} + \frac{c^2}{2t\alpha}(1 - e^{-V/c})},$$

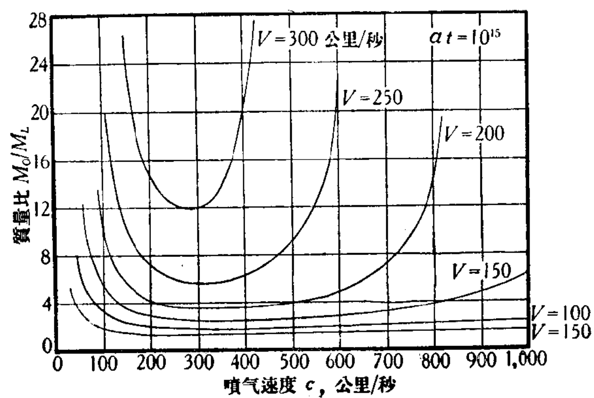
因此得出

$$\frac{M_L}{M_0} = e^{-V/c} - \frac{c^2}{2t\alpha}(1 - e^{-V/c}),$$

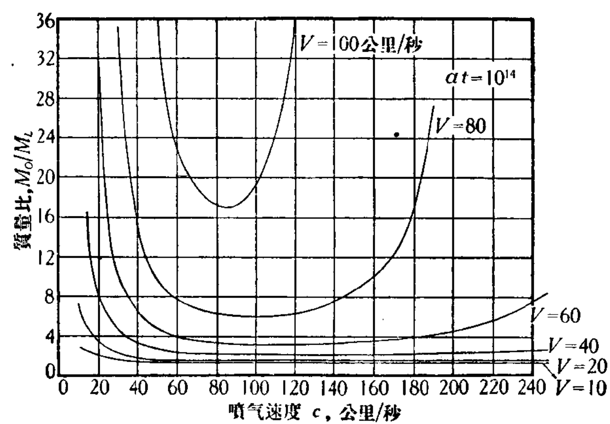
即

$$\frac{M_0}{M_L} = \frac{e^{-V/c}}{1 - \frac{c^2}{2t\alpha}(e^{-V/c} - 1)}. \tag{7.9}$$

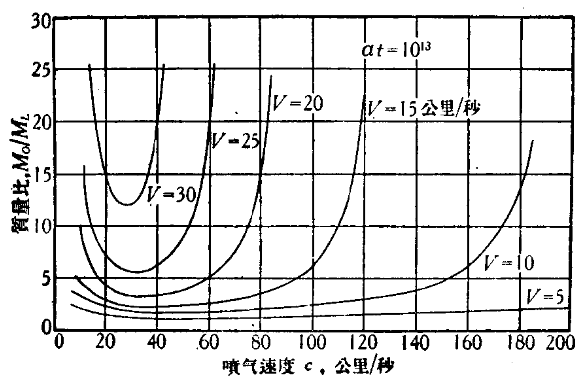
这里我們可以看出:当 $t\alpha$ 一定时,如果排气速度很小,自然 $\frac{M_0}{M_L}$ 就变得很大,即是說有效負載相应地变小了.因此,太小不好.反之,如果很大,此时(7.9)式的分子趋近于定值,而分母在一定 c 值时却变得很小,实际上还是使得 $\frac{M_0}{M_L}$ 增大,对我們也不利.可見,排气速度 c 在各种一定的値时都有一最优値,即是說此时既保証有效負載最大,而又具有較高的排气速度.如果我們用現在看来最有希望的原子能发电站,其每公斤发动机重产生的功率 $a \cong 0.318$ 瓩/公斤 $= 0.318 \times 10^7$ 尔格/秒·克.当 $\alpha t = 10^{15}$ 尔格/克(图 7.2a),則加速时間 $t = 3.15 \times 10^8$秒,即約为十年;$\alpha t = 10^{14}$ 尔格/克(图 7.2b),則加速时間 $t \cong 1$ 年 $= 3.15 \times 10^7$ 秒;$\alpha t = 10^{13}$ 尔格/克(图 7.2c),則加速时間 t 約一个月.从这些图中可以看出,一定的 αt 値及一定的齐奥尔科夫斯基速度(理論上火箭加速終了达到的速度),可以得出一条曲綫.这些曲綫表明了排气速度与質量比 $\left(\frac{M_0}{M_L}\right)$ 之間的关系.而且也正和前面根据公式討論得出的結果一样,各



a



b



c

图 7.2a, b, c 电火箭的負載与噴气速度的关系

曲綫在排气速度較大或較小时質量比 $\left(\frac{M_0}{M_L}\right)$ 都是增大的．显然我們可以找出每条曲綫的最低点．这一点的質量比就是最优質量比 $\left(\frac{M_0}{M_L}\right)^*$，而排气速度也就是此条件下的最优排气速度．也可以从图中看出，如果 V 比較小，那么，可以在很寬的范围內选择而不会有很大的影响．而当 V 增大时，則 c 的选择就必須很准确．

有人設想：旣然发动机的功率在設計时已經确定了，当发动机工作时它的排气功率 L 也就保持恆定，又由(7.3)式得知发动机推力与排气速度成反比，那么是否可以利用火箭飞行时变化推力来提高排气速度 c 呢？这就是下面要討論的等加速度問題．

什么是火箭的等加速度飞行？我們知道当火箭发动机工作时要不断把推进剂变成高速气流噴出来产生推力．因此，火箭中貯备的推进剂量随发动机不断工作而耗費，从而使得火箭的質量也就相应地減少．如果，发动机的推力始終保持不变，則火箭推力与質量的比就会逐漸增加，也就是火箭的加速度不断增加，此为等推力的情况．反之，如果随着火箭的質量的降低，相应的降低发动机的推力，使推力与火箭質量比保持不变，也就是所謂"等加速过程"．当然，实际上眞的加速度还不一定是等加速的，还得看作用在火箭上的重力等有沒有变化．

設 T_0, M_0 分別为开始时火箭的推力和質量；T_t、M_t 在分別为 t 时刻火箭的推力和質量．因此，对于等加速度过程，火箭的加速度：

$$a=\frac{T}{M}=\frac{T_0}{M_0}=\frac{T_t}{M_t};$$

而由(7.1)及(7.2)式我們有

$$T^2=\dot{m}^2c^2=2\left(\frac{1}{2}\dot{m}c^2\right)\dot{m}=2L\dot{m}=a^2M^2.$$

所以

$$a^2=\frac{T^2}{M^2}=\frac{2L\dot{m}}{M^2}=\frac{2L\left(-\frac{dM}{dt}\right)}{M^2};$$

$$\frac{a^2}{2L}=\frac{-\frac{dM}{dt}}{M^2}=\frac{d}{dt}\left(\frac{1}{M}\right).$$

上式积分得

$$\frac{1}{M_t}-\frac{1}{M_0}=\frac{a^2}{2L}t_1, \tag{7.10}$$

式中 t_1 为推力作用时間．

由于是等加速度运动过程，我們可以求得“速度增量”*为

$$V = at_1; \quad 又知 \quad L = \alpha M_P; \ M_t = M_L + M_P,$$

故(7.10)式可改写成

$$\frac{1}{M_L + M_P} - \frac{1}{M_0} = \frac{1}{2}\frac{V^2}{t_1\alpha}\frac{1}{M_P},$$

也就是

$$\frac{\frac{M_P}{M_0}}{\frac{M_L}{M_0} + \frac{M_P}{M_0}} - \frac{M_P}{M_0} = \frac{1}{2}\frac{V^2}{t_1\alpha},$$

求解得

$$\frac{M_L}{M_0} = \frac{M_P}{M_0}\left(\frac{1}{\frac{V^2}{2t_1\alpha} + \frac{M_P}{M_0}} - 1\right). \tag{7.11}$$

因此，要想增大火箭的有效負載，就必須增大質量比 $\frac{M_L}{M_0}$. 当 $\frac{V^2}{2t_1\alpha}$ 为一定时，为了保証 $\frac{M_L}{M_0}$ 为最大，就必須求出 $\frac{M_P}{M_0}$ 的最优比值 $\left(\frac{M_P}{M_0}\right)^*$. 我們将上式微分并令其等于零，卽可求得

$$\frac{\partial\left(\frac{M_L}{M_0}\right)}{\partial\left(\frac{M_P}{M_0}\right)} = -1 + \frac{\frac{V^2}{2t_1\alpha} + \left(\frac{M_P}{M_0}\right)^* - \left(\frac{M_P}{M_0}\right)^*}{\left[\frac{V^2}{2t_1\alpha} + \left(\frac{M_P}{M_0}\right)^*\right]^2} = 0,$$

求解得最优質量比

$$\left(\frac{M_P}{M_0}\right)^* = \frac{V}{\sqrt{2t_1\alpha}}\left(1 - \frac{V}{\sqrt{2t_1\alpha}}\right). \tag{7.12}$$

将上式代入(7.11)式得 $\left(\frac{M_L}{M_0}\right)$ 的最优比值

$$\left(\frac{M_L}{M_0}\right)^* = \left(1 - \frac{V}{\sqrt{2t_1\alpha}}\right)^2; \tag{7.13}$$

因为

$$M_F = M_0 - (M_P + M_L),$$

所以

$$\frac{M_F}{M_0} = \frac{M_0 - M_P - M_L}{M_0} = 1 - \frac{M_P}{M_0} - \frac{M_L}{M_0}.$$

将(7.12)及(7.13)式代入上式卽得最优比值

* “速度增量”：沒有考慮重力場作用，空气阻力作用对速度的損耗的齐奥尔科夫斯基速度，即推力作用終了火箭所具有的无損耗的速度增量. 实际上它就是每单位質量的推力 a 乘发动机作用总时間 t_1.

$$\left(\frac{M_F}{M_0}\right)^* = \frac{V}{\sqrt{2t_1\alpha}}. \tag{7.14}$$

显然，当軌道确定之后，我們就可以根据軌道的要求定出参数$\frac{V^2}{2t_1\alpha}$. 从而选择設計的最优値.

例如从卫星軌道上起飞的問題，我們可以利用 § 6.4 的結果：令 g^* 为所选軌道上的重力常数；r^* 为所选軌道的半径. 同时我們有 $a = \nu g^*$；$t_1 = \sqrt{\frac{r^*}{g^*}}\tau_1$，所以我們求得

$$\frac{V^2}{2t_1\alpha} = \frac{a^2t_1^2}{2t_1\alpha} = \frac{a^2t_1}{2\alpha} = \frac{g^{*2}\sqrt{\frac{r^*}{g^*}}}{2\alpha}\nu^2\tau_1 = \frac{g^*\sqrt{r^*g^*}}{2\alpha}\nu\eta. \tag{7.15}$$

$g^* \cong g = 981$ 厘米/秒^2；$r^* \cong R = 637,100,000$ 厘米；并取 $\alpha = 0.381$ 瓩/公斤 $= 0.318 \times 10^7$ 尔格/秒·克. 所以由(7.15)式得

$$\frac{V^2}{2t_1\alpha} = \frac{981\sqrt{981 \times 637,100,000}}{2 \times 0.318 \times 10^7}\nu\eta = 122\nu\eta,$$

也就是

$$\frac{V}{\sqrt{2t_1\alpha}} = 11.04\sqrt{\nu\eta}. \tag{7.16}$$

这里如果取 $n = 0.462$，$\nu = \frac{1}{1,000}$，那么从图 6.4 中查得 $\eta = 1.04$，所以得出

$$\left(\frac{M_L}{M_0}\right)^* = \left(1 - \frac{V}{\sqrt{2t_1\alpha}}\right)^2 = \left(1 - 11.04\sqrt{\frac{1.04}{1000}}\right)^2 = 0.419.$$

因此，說明了电火箭的結构及有效負載重量可以占整个火箭重量的很大一部分，也就是說等加速度的电火箭的有效負載重量可以高于一般的火箭发动机.

下面我們再作一个电火箭的实例計算来說明这一問題.

設：$\alpha = 0.318 \times 10^7$ 尔格/秒·克；$t_1 = 3.15 \times 10^7$ 秒(即一年)，所以 $t_1\alpha = 10^{14}$ 尔格/克；$\sqrt{2t_1\alpha} = 141.4$ 公里/秒. 現以“速度增量” $V = 10$ 公里/秒及 $V = 100$ 公里/秒的两种电火箭分别以等推力及等加速过程計算，結果列于表 7.4 中.

这里我們可以看出，推力誠然是很小，100 吨的飞船其推力才几公斤至几十公斤. 当“速度增量”較低($V = 10$ 公里/秒)时，等推力与等加速度的情况基本上沒有区别，也就是說，还表現不出等加速火箭在承載有效負載方面的优越性. 其原因在于火箭的初始質量与最終質量之間相差不大，因而推力变化不大，排气速度增加得也很小，故两种情况之間的差异很小，还不足以表現出等加速度火箭的优越性. 而对“速

表 7.4 等推力及等加速度星际飞船的比較(都用"最优"設計)

項目	$V=10$ 公里/秒		$V=100$ 公里/秒	
	等推力	等加速度	等推力	等加速度
M_0(吨)	100	100	100	100
M_L(吨)	86.5	86.5	5.8	8.6
M_P(吨)	6.5	6.5	23.6	20.7
M_F(吨)	7.0	7.0	70.6	70.7
M_t(吨)	93.0	93.0	29.4	29.3
$a_0(g)$	3.00×10^{-5}	3.18×10^{-5}	1.8×10^{-4}	3.18×10^{-4}
$a_T(g)$	3.24×10^{-5}	3.18×10^{-5}	6.4×10^{-4}	3.18×10^{-4}
c_0(公里/秒)	135	131	82	41
c_t(公里/秒)	135	141	82	141
$\dot{m}_0$(克/秒)	0.22	0.25	2.25	7.63
$\dot{m}_t$(克/秒)	0.22	0.21	2.25	0.67
T_0(公斤)	3.00	3.24	18.7	32.4
T_{t_1}(公斤)	3.00	2.94	18.7	9.3
L(兆瓦)	2.06	2.06	7.6	6.55

度增量"較高($V=100$ 公里/秒)时,則可看出等加速度火箭的結构和有效負載比等推力火箭要多 2.8 吨. 这个数目已經相当大了;依照前面 § 4.3 中所給的結构比,那也可能等推力火箭就不可能有眞的有效負載,全部 5.8 吨都将是結构重量,而"等加速"火箭就可能有近三吨的有效負載. 因此,对于"速度增量"大,也就是說質量变化大的火箭,在飞行时間不受限制时等加速火箭比等推力火箭的效果要好. 但是,应当指出表上的数字只是理論上的計算;实际上等加速度的星际飞行并不一定有这样优越,因为要随火箭的質量变化来改变推力,而增加排气速度还不是件容易事.

§ 7.4 电火箭发动机的类型

直流电弧加热式发动机 这是电火箭中最簡单、近期最易实現的一种发动机(見图 7.3). 它的工作原理是将原子能发电站发出的电能通入电弧室中放电,从而使少量的工質(如氫、氦等輕元素)的分子加热,在高温电弧作用下离解变成包括正、負离子的高温等离子体,以很高的速度噴出而产生推力. 这种方法目前还存在着几个主要問題. 首先,这种方法的加热效率很低,因此,能量的利用效率不高;其次,由于用高温电弧来加热工質,因而电弧室温度很高,即便是采取冷却措施还不能不受到材料强度的限制,加热温度不能提得太高,故这种发动机的排气速度限制在 15 公里/秒以下.

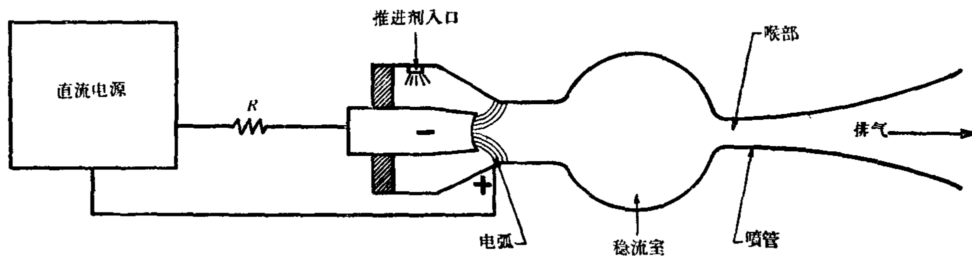


图 7.3　电弧火箭发动机

静电加速式发动机（即所謂离子火箭发动机）（見图 7.4）　这种发动机的工作原理是仿效了物理学家們所用的静电加速器来加速离子的办法．这种办法的最大特点是它可以把离子加速到接近光的速度．也就是說，我們有可能通过这种办法得到非常高的噴气速度．静电加速式发动机是利用一种易于离解的元素如銫或鉀，在一小电弧上加热离解，或使它加热成蒸汽，再通过熾热的鎢絲而离解变成离子．其中所产生的正离子則在靜电場（离子枪）的作用下，加速到极高的速度向外噴出．这里应当指出，只把正离子噴出是行不通的；因为原始工質是中性的，如果我們只将正离子噴出，那么，发动机內必然产生負离子或电子积存的現象，負电与正电的吸引力作用，就会降低噴气推力的作用．因此，正离子被加速后刚要离开火箭噴口时，就要把恰

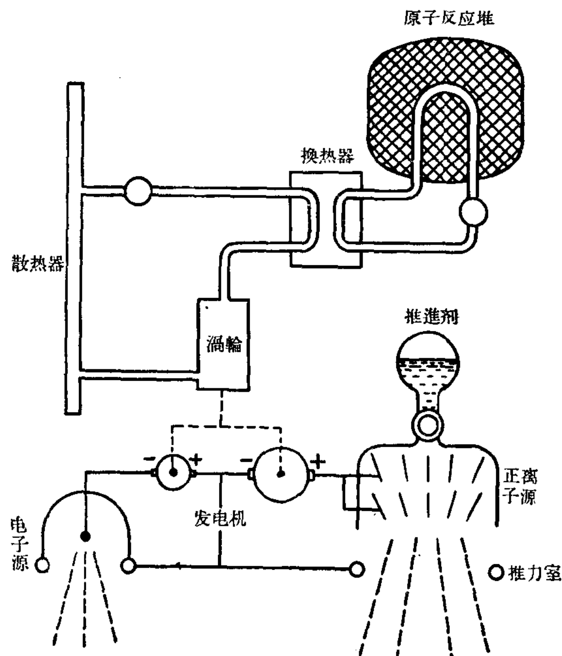


图 7.4　离子火箭发动机

好等量的电子加入噴出的正离子流中,使其成为一个电量相等的等离子体噴出. 这样就保証了发动机継續正常进行工作. 旣然靜电加速的办法能使离子加速到近于光速,而发动机中又不存在高温問題,因此发动机的排气速度也是可以无限制地提高,以至接近于光速. 但是,問題的困难在于现代物理学家所能达到的离子源的強度很有限. 如果要达到表 7.4 中的質量流率(0.22 克/秒)的話,已經比他們现在所能达到的水平要大一千倍以上. 因此,解决离子源的強度問題是实现离子火箭的极其重要的关鍵問題. 此外对于如何使电子适量地、順利地加入到噴出的离子流中的問題也还未完全解决.

电磁流体式发动机 由于取得电磁流体的方法不同,因而这种发动机又分为:低温电弧及直流电磁流体加速器組成的一种,和电磁流体激波管(卽脉冲式电磁流体加速器). 前者(見图 7.5)是利用低温电弧使气体电离,然后通过加速导管,垂直于流向

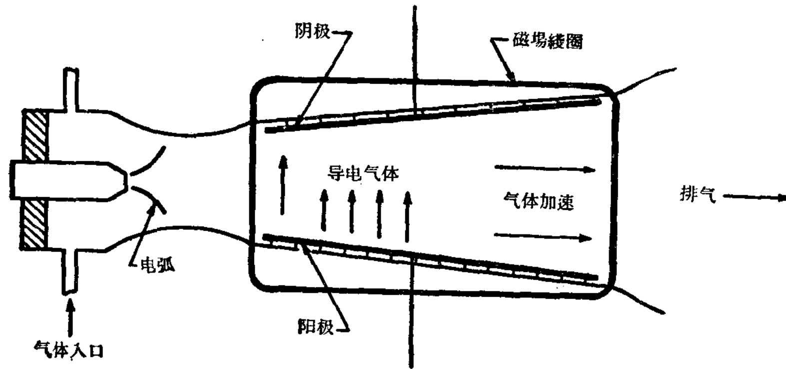


图 7.5 直流电磁流体火箭发动机

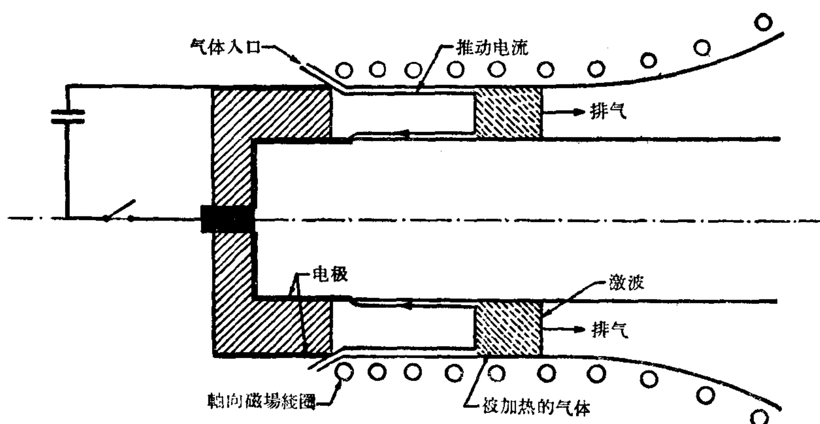


图 7.6 脉冲电磁流体火箭发动机

的磁場及垂直于流向的直流电相互作用，而产生加速力，使介質变成具有很高速度的电离气体，噴出发动机．这种方法所存在的問題是直流加速場的电极及管道的热损耗很大．所以使排气速度受到限制，只能在40公里/秒以下．后者原是利用強电源产生的每秒数千次的脉冲，在介質中产生激波，从而使介質的分子电离和加速（見图7.6）．这种办法很特殊，它要求排气速度必須在20公里/秒以上才能用．这种发动机在发展过程中将要遇到的主要困难是強脉冲电源的获得及电极問題．

§7.5 原子火箭与电火箭的比較

电火箭发动机是一种高比冲的火箭发动机．但是由于它的动力机械所占的重量很大，推力受到限制，因此它适合于作小推力的发动机．由于它可能承載比其他火箭更多的有效負載，所以电火箭发动机的实現，对于星际航行有很大的作用．但是我們也应看到电火箭发动机不管从基本理論上，或是实驗技术上，都不及原子发动机成熟，因而还需要等这些基本問題得到解决后，电火箭才能全面地实現．实际上这里也不单是理論問題，就其实驗設备而言，也是庞大而复杂的：因为除了它需要有一个几千、以至上万瓩的原子能发电站及其相应的附属和保护設备外，还需要有一套規模巨大、而真空度又很高的真空系統，来創造模拟真实情况和电火箭所需要的特殊条件．因此，在基本实驗設备沒有解决以前，也难于对它展开系統而全面的研究．

电火箭及原子火箭发动机无論是在比冲、排气速度和有效負載上都比化学火箭优越得多，这里就不再去进行比較，而单比較电火箭和原子火箭发动机之不同点．

从以上各节給予了我們一个很重要的概念，那就是原子火箭发动机是一高推力类型的发动机，而电火箭发动机则是一低推力类型的发动机．前者虽然具有比化学火箭更高的比冲，但却远不及电火箭所能达到的比冲．很显然，这两种类型完全不同的发动机，各自具有独特的优点．因此，当我們在星际航行中要求飞行时間短时，可以选择高推力的原子火箭；而飞行时間較长或不受限制时，可以利用电火箭，因为在这种情况下电火箭可以承載更多的有效負載．

現在我們来看一看，电火箭与原子火箭分别由地球卫星軌道起飞到火星卫星軌道，然后再由火星卫星軌道返回地球卫星軌道的情形．由图7.7可以看出不管是高推力火箭（原子火箭，图中为实綫）或是低推力火箭（电子火箭，图中为虛綫），当总推进速度增量增加时航行时間都相应地縮短．对原子火箭而言，以沿 Hohmann 軌道的航行时間最长（約520天），而要求的推进速度增量也最小．对电火箭，当加速度 a 越小航行时間也就越长．同时我們可以从两条曲綫对比看出电火箭所需达到的总速度

增量要比原子火箭高得多，这正是由于电火箭的加速度比原子火箭小得多，而加速时間又比原子火箭长得多的原故．一般原子火箭的加速过程占整个飞行过程中的很小一部分，因此它很快就加到預定的速度后按預定的軌道一直保持比較高的速度飞行．而电火箭则因为加速慢，前一段飞行速度比較小，必須一直加速，达到較高的最大速度以爭取时間；然后在另一半航程中又必須減速以免飞过火星而不与火星同步．因此，它的飞行速度并不是一直保持在較高的速度下飞行，而是在加速之后紧跟着又減速．正由于如此，动力耗費自然比較大．电火箭的飞行軌道不是沿Hohmann式軌道或其他更近的軌道飞行，而是繞对数螺旋綫軌道飞行，故它的軌道也是十分长的．

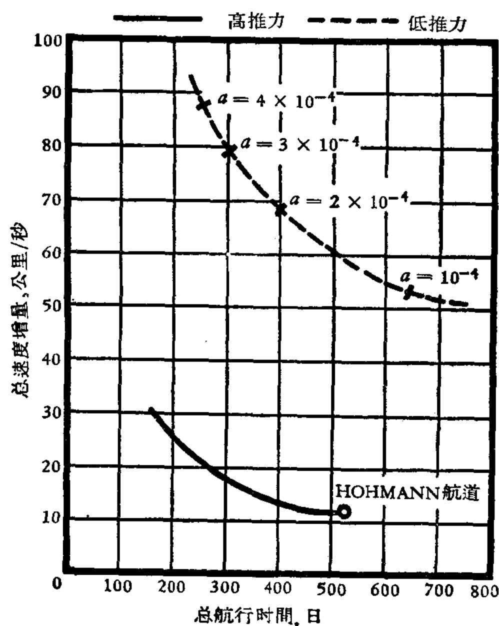


图 7.7 从地球卫星軌道到火星卫星軌道的双程航行所需总速度增量

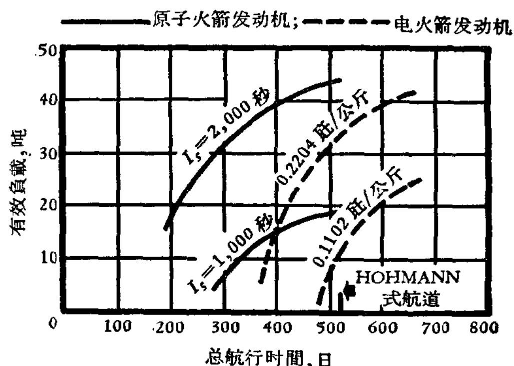


图 7.8 从地球卫星軌道到火星卫星軌道的双程航行，用原子火箭发动机及用电火箭发动机的比較（飞船从地球卫星軌道起飞的重量为 100 吨）

我們再看图 7.8，它表示了同样重量的火箭所承受的有效負載不同而引起航期的差别．可以看出，对于同一火箭在相同的航行时間里，比冲（原子火箭）或单位动力机械发出的功率（电火箭）越高，则火箭所能承載的有效負載也就越大．反之負載相同时航行时間就可縮短．对原子火箭而言，沿 Hohmann 軌道航行时其承載的有效負載最重，而航期也最长．另外，我們拿目前認为較有希望实現的原子火箭，其比冲为1,000秒的曲綫（实綫）和电火箭的单位动力机械質量发出的功率为 0.2204 瓩/公斤的曲綫（虛綫）来比較．当航期約为 390 天以下，如果两种火箭都采取相同的航行时間时，那么原子火箭所能承載的有效負載比电火箭要大．而当航期超过 390 天以上时，

电火箭就显得愈来愈比原子火箭有利了.

此外,在表 7.5 中列举了电火箭的几种其他方面的用途,其突出的特点为有效負載比較大,象从地球卫星軌道上起飞的 136 吨月球貨船,就能运 100 吨貨,这使我們

表 7.5　电火箭在其他方面的用途及数据

用　途	有效負載(吨)	起飞重量(吨)	齐奥尔科夫斯基速度(公里/秒)	功率(瓩)	推力和重量比	时間(日)
卫星軌道校正	4.9	5.0	0.4	5	5.4×10^{-6}	
由 400 公里高的軌道升到24小时卫星軌道	50	72	6.0	4,600	2.3×10^{-4}	6
月球貨船	100	136	10.5	5,700	1.5×10^{-4}	去月球 52 日;返回 8 日(重 36 吨)
木星探測器	1	5.5	90	450	1.4×10^{-4}	
太阳系外围探测器	1	16	160	2,000	1.2×10^{-4}	

更进一步理解到电火箭在某些实际运用中具有它独特的优点. 所以在将来的星际航行事业中,原子火箭发动机和电火箭发动机各有用处:原子火箭以快見长,而电火箭以載重見长.

§7.6 氘火箭发动机

氘火箭发动机的能源問題已經在第一章里作了概述. 它是利用氫的同位素——氘进行聚变而生成氦、質子和中子,从而产生大量的能,推动火箭. 估計氘聚变的比冲可达 1,500,000 秒,排气速度为 15,000 公里/秒. 氘进行聚变反应所产生的氦和質子就是温度达一亿度的等离子体,噴出发动机就产生推力;从直接产生推力这一点来看,它又象原子火箭发动机,也容易产生大推力. 所以如果我們能够有效地控制这个热核反应的話,那么我們就可以設計出推力大、比冲高的氘火箭发动机. 所以氘火箭发动机是最有希望的发动机,为电火箭、原子火箭发动机所不及. 可以断言,氘火箭发动机的实現将使人类的星际航行进入一个新的时代. 但是这种火箭发动机的基本問題——受控热核反应可能还不会在短期內得到解决. 因此,今天的火箭技术研究工作者仍然应該集中一定力量,去研究已經有些基础的原子火箭发动机和电火箭发动机. 至于探清通向解决氘火箭发动机的道路,目前还是物理工作者的任务. 但我們深信随着科学技术的不断发展,这些目前看来还只是一个設想的問題,終究会提到工程技术的研究日程上来.

第八章 制导問題

§8.1 制 导

对于任何的机械設备，为了保証可靠而有效的工作，都需要根据实际工作的要求以及机械的特性进行控制；只是对于各种不同性质和要求的机械，其控制的方法及精确度的要求有所不同．控制系統有自动化的和非自动化的，即是依靠人来进行控制的系統．显然，对于星际航行，控制也是不可缺少的一部分，而且它是一个非常复杂而困难的問題．因此，星际航行中的控制技术也就发展成一門重要的科学領域．在星际航行里，控制就是制导，也就是控制加导航．这是要通过制导系統的工作来实現預訂的飞行目的，同时要保証在飞行的过程中按預訂的对航道所要求的精确度进行工作．在星际航行里的制导与普通的航空航海的导航又有所不同．一般的飞机及輪船的控制，是使用了依靠人来进行操作的非自动化的系統．它是由导航員根据地图、观測及仪器，如罗盘等的測量来制訂出航向和方位，然后由导航員告訴駕駛員进行控制．但是，在星际航行里应用这样一个工作系統是行不通的；因为星际航行的特点是在发射起飞加速过程中其所需的时間非常短，不可能让导航員有一定的时間去进行观察、測量和計算．另一方面对飞行精确度的要求比一般的飞机、輪船要高得多，如果超出其所允許的精确度，就可能引起整个飞行計划的失败．因此用普通人工操縱的非自动化系統进行控制就不够快，也不够精密，所以必須使用完全自动化的、高精度的、把导航和控制結合起来的系統才行，这就是在本章所要講到的制导問題．

制导問題包括了两个方面的內容：一方面是控制精确度的問題，也就是总体設計师根据总体設計向制导系統的設計者提出对控制的要求，对于不同的飞行目的、发射方式及飞行軌道其控制的要求都是不同的．另一方面是根据已提出的要求如何来达到的問題，也就是进行具体的制导系統的設計問題．下面我們将分别对以上两方面的問題进行分析和討論．

§8.2 发射人造地球卫星的軌道所要求的精确度

当我們提出对发射人造地球卫星軌道精确度要求的时候，可以应用在第五章里所講到的关于計算飞行軌道的概念和公式，来对飞行軌道进行分析．我們知道，发射

卫星的軌道可分为第一加速段、自由飞行段、第二加速段及最后在所要求的軌道上进行自由飞行。根据以前有关中心力場运动的計算，最后的卫星軌道公式为

$$r=\frac{p}{1+\varepsilon\cos(\theta-\theta_0)},\tag{8.1}$$

其中 $\theta=\theta_0$ 为近地点；而 $\theta=\theta_0+\pi$ 为远地点。在这里，如果 v_0 为发射人造卫星时的第二加速段終了，即推力作用終了时的速度，其数值必然小于第二宇宙速度 $v_0<V_2$。 設 V 是半径为 r_0 的圓形軌道上卫星的运轉速度，或者是 r_0 为半径的卫星运轉速度，即

$$V=\sqrt{\frac{\mu^2}{r_0}};\tag{8.2}$$

所以

$$2>\left(\frac{v_0}{V}\right)^2.\tag{8.3}$$

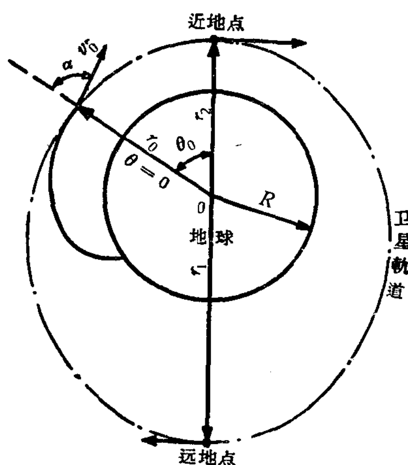


图 8.1　卫星軌道

当 $\theta=0,\ t=0,\ v=v_0,\ r=r_0$ 时把(8.2)及(8.3)式的关系代入(8.1)式中去，則得

$$p=\frac{v_0^2r_0^2\sin^2\alpha}{\mu^2}=r_0\sin^2\alpha\left(\frac{v_0}{V}\right)^2;\tag{8.4}$$

$$\begin{aligned}\varepsilon&=\sqrt{1-\frac{v_0^2r_0^2\sin^2\alpha}{\mu^4}\left(\frac{2\mu^2}{r_0}-v_0^2\right)}=\sqrt{1-\frac{v_0^2\sin^2\alpha}{V^4}\left(\frac{2\mu^2}{r_0}-v_0^2\right)}\\&=\sqrt{1-\sin^2\alpha\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\left\{2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right\}}.\end{aligned}\tag{8.5}$$

因此把初始条件代入(8.1)式，就得

$$r_0=\frac{r_0\sin^2\alpha\left(\frac{v_0}{V}\right)^2}{1+\cos\theta_0\sqrt{1-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\sin^2\alpha\left\{2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right\}}};\tag{8.6}$$

所以求得 $\cos\theta_0$ 为

$$\cos\theta_0=\frac{\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\sin^2\alpha-1}{\sqrt{1-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\sin^2\alpha\left\{2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right\}}}.\tag{8.7}$$

其椭圓軌道的半长径 a，引用(8.2)式后变成为

$$a=\frac{\mu^2}{\frac{2\mu^2}{r_0}-v_0^2}=\frac{\mu^2}{2V^2-v_0^2}=\frac{\frac{\mu^2}{V^2}}{\left[2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]};$$

也就是

$$a=\frac{r_0}{\left[2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]}. \tag{8.8}$$

正如我們已經在 § 5.3 中所指出的一样，也可以从(8.8)式看出：半长径 a 只与椭圓軌道的起始点与地心的距离 r_0 和起始速度 v_0 有关，而与 r_0 与 v_0 之間的夹角 α 无关．也就是当 α 变化了而椭圓軌道的长半径不变，只是短半径随 α 的变化而变，即椭圓軌道的形状是变化了．从(8.1)式我們可以得出远地点离地心的距离为

$$r_1=\frac{p}{1-\varepsilon}=\frac{\left(\frac{v_0}{V}\right)^2 r_0\sin^2\alpha}{1-\sqrt{1-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\sin^2\alpha\left\{2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right\}}}, \tag{8.9}$$

而近地点离地心的距离为

$$r_2=\frac{p}{1+\varepsilon}=\frac{\left(\frac{v_0}{V}\right)^2 r_0\sin^2\alpha}{1+\sqrt{1-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\sin^2\alpha\left\{2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right\}}}. \tag{8.10}$$

現在我們来研究发射一个圓形軌道卫星的条件．显然在这种軌道上远地点 r_1 与近地点 r_2 应該相等，也就是必須使第二加速段終了时的速度 v_0 与以 r_0 为半径的卫星圓形軌道上的卫星运行的速度 V 相等，即 $\frac{v_0}{V}=1$，以及使 r_0 与 v_0 之間的夹角 $\alpha=\frac{\pi}{2}$；从而 $r_1=r_2=r_0$．但是实际上发射制导系統不可能百分之百的准确，会有誤差，即 $\alpha\neq\frac{\pi}{2}$，而 $\alpha=\frac{\pi}{2}-\delta\alpha$，和 $\frac{v_0}{V}\neq 1$，而 $\frac{v_0}{V}=1+\frac{\delta v_0}{V}$，$\delta\alpha$ 及 δv_0 为一很小的誤差量．这就引起了軌道的变化，軌道不成为圓形，也就使远地点与近地点产生了差别和偏离，其变化的关系可以从下面的計算看出．这里由于 α 角对椭圓軌道的半长径 a 沒有影响，故只考虑因第二加速段終了时的速度变化对半长径的影响．根据(8.8)式得

$$\frac{\delta a}{r_0}=\frac{\partial}{\partial\left(\frac{v_0}{V}\right)}\left\{\frac{1}{\left[2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]}\right\}=\frac{2\left(\frac{v_0}{V}\right)\delta\left(\frac{v_0}{V}\right)}{\left[2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]^2},$$

当 $\frac{v_0}{V}=1$* 时上式則变成为

$$\frac{\delta a}{r_0}=2\frac{\delta v_0}{V}. \tag{8.11}$$

对于因 α 及 v_0 的变化而引起远地点的变化为下列两部分組成,一部分是当 $\alpha=\frac{\pi}{2}$ 时单純考慮 v_0 的变化而引起的 r_1 变化. 这可以根据(8.9)式而得

$$r_1=\frac{r_0\left(\frac{v_0}{V}\right)^2}{1-\sqrt{\left[1-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]^2}}. \tag{8.12}$$

由于 $2>\left(\frac{v_0}{V}\right)^2>1$, 而且在公式中的平方根是取正的, 所以可以把 $\sqrt{\left[1-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]^2}$ 改写成 $\sqrt{\left[\left(\frac{v_0}{V}\right)^2-1\right]^2}$, 故(8.12)式变成

$$r_1=\frac{r_0\left(\frac{v_0}{V}\right)^2}{1-\sqrt{\left[\left(\frac{v_0}{V}\right)^2-1\right]^2}}=\frac{r_0\left(\frac{v_0}{V}\right)^2}{\left[2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]},$$

則

$$(\delta r_1)'=r_0\delta\left\{\frac{\left(\frac{v_0}{V}\right)^2}{2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2}\right\}. \tag{8.13}$$

另一部分是当 $\frac{v_0}{V}=1$ 时,从 $\alpha=\frac{\pi}{2}$ 变化到 $\alpha=\frac{\pi}{2}-\delta\alpha$ 所引起 r_1 的变化可从(8.9)式得出

$$r_1=\frac{r_0\sin^2\alpha}{1-\sqrt{1-\sin^2\alpha}}=\frac{r_0(1-\cos^2\alpha)}{1-\cos\alpha}=r_0(1+\cos\alpha),$$

所以

$$(\delta r_1)''=r_0\delta\{1+\cos\alpha\}. \tag{8.14}$$

因此,由 α 及 v_0 的变化所引起 r_1 的总变化为

---

* 本应以 $\frac{v_0}{V}=1+\frac{\delta v_0}{V}$ 代入,因其差别只是增加了一些二次微分項,而这些項的数値很小可以忽略,故这里只用 $\frac{v_0}{V}=1$ 代入仍是正确的.

$$\delta r_1 = (\delta r_1)' + (\delta r_1)'' = r_0\delta\left\{\frac{\left(\frac{v_0}{V}\right)^2}{\left[2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]}\right\} + r_0\delta\{1+\cos\alpha\}$$

$$= r_0\frac{2\left(\frac{v_0}{V}\right)\left[2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]\frac{\delta v_0}{V} + \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\cdot 2\left(\frac{v_0}{V}\right)\frac{\delta v_0}{V}}{\left[2-\left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]^2}$$

$$+ r_0\left\{1+\cos\left(\frac{\pi}{2}-\delta\alpha\right) - \left(1+\cos\frac{\pi}{2}\right)\right\} = r_0 4\left(\frac{\delta v_0}{V}\right) + r_0\sin\delta\alpha,$$

所以

$$\delta r_1 = r_0\left\{4\left(\frac{\delta v_0}{V}\right) + \delta\alpha\right\}. \tag{8.15}$$

(8.15) 式表达了速度有所增加及 α 角有所減小时的情况. 其中我們要注意 α 是用弧度来表示的.

从 (8.15) 式就可以計算在第二段加速終了时，因速度及 α 有所变化而引起的軌道变化. 为了使我們能具体的了解和应用起見，所以在下面我們对于一高为 250 公里的人造地球卫星軌道所允許的精确度进行計算. 地球的半径为 6,371 公里，則 $r_0 = 250 + 6{,}371 = 6{,}621$ 公里. 对于 250 公里高的軌道，根据实际的需要可以提出一个最大的远地点变化范围 δr_1. 如果是一般載人的卫星式飞船，則最大允許的高度不能超过 300 公里，因为 300 公里以上为內輻射带区域，这个区域对于人有較大的危险性，必須要加以特殊的防护才能接近或进入这一区域(見第十一章). 另一方面軌道也不能太低，因离地球表面越近，空气的密度越大，其空气阻力也就越大. 同时因摩擦生热使飞船易掉入大气层而被燒毁. 所以对 250 公里高的卫星軌道其上下限最大誤差范围該是 ± 50 公里，卽 $\delta r_1 \leqslant \pm 50$. 这也說明了誤差可以有正負两方向的限制.

为了計算簡单我們設变化为正誤差卽 $\delta r_1 \leqslant 50$ 公里，代入(8.15)式就变成

$$50 \geqslant \delta r_1 = r_0\left\{4\left(\frac{\delta v_0}{V}\right) + \delta\alpha\right\} = 6{,}621\left\{4\left(\frac{\delta v_0}{V}\right) + \delta\alpha\right\},$$

$$\frac{50}{4\times 6621} \geqslant \frac{\delta v_0}{V} + \frac{1}{57.3\times 4}\delta\alpha,$$

$$0.001886 \geqslant \frac{\delta v_0}{V} + \frac{1}{57.3\times 4}\delta\alpha. \tag{8.16}$$

根据(8.16)式就可以求出 250 公里高的卫星軌道的最大誤差变化的范围，卽当 $\delta\alpha =$

0,(8.16)式变成

$$0.001886 \geqslant \frac{\delta v_0}{V},$$

卽速度的最大誤差变化为

$$\frac{\delta v_0}{V} \times 100\% = 0.1886\%.$$

同时当 $\frac{\delta v_0}{V} = 0$ 时,(8.16)式变成

$$0.001886 \times 57.3 \times 4 \geqslant \delta\alpha, \text{ 卽 } \delta\alpha \leqslant 0.433^\circ,$$

也就是当 $\frac{v_0}{V} = 1$ 时最大允許的角度誤差范围为 0.433°.

由于 δr_1, $\delta\alpha$, $\frac{\delta v_0}{V}$ 都有正負变化,卽有增加和減少的变化,故由(8.15)式,应該把誤差公式写为

$$50 \geqslant 6,621 \left| \pm 4 \left(\frac{\delta v_0}{V}\right) \pm \delta\alpha \right|,$$

或把(8.16)式写为

$$0.001886 \geqslant \left| \pm \frac{\delta v_0}{V} \pm \frac{\delta\alpha}{57.3 \times 4} \right|. \tag{8.17}$$

那么允許的誤差范围就形成了一个平面区域,如图 8.2 所表示的范围. 如果发射卫星的制导系統能使在加速終了的时候,速度誤差和角度誤差落在菱形区域之內,那么軌道的偏差不超出 ± 50 公里,发射是成功的;如果速度誤差和角度誤差落在菱形区域

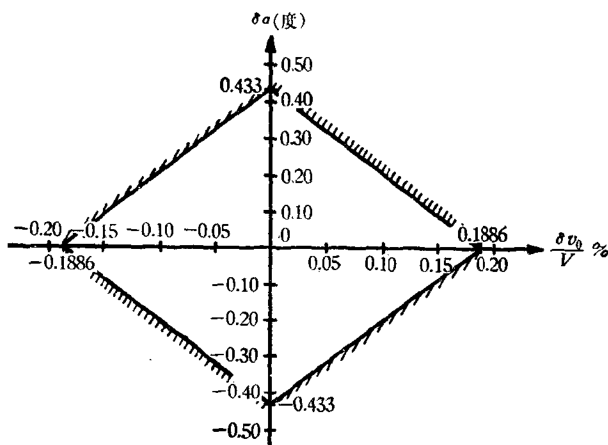


图 8.2 发射卫星的允許誤差范围

以外,那么軌道偏差将超出 ± 50 公里的范围,发射就不成功. 所以我們的計算为制导系統規定了明确的控制范围.

如果要求圓形軌道的誤差比以上还要小时,即使 δr_1 的最大变化范围比 ± 50 公里更小,就对速度和角度精确度的要求会更高.

§ 8.3 星际飞行軌道所需要的精确度

在星际飞行中如果我們采用了 Hohmann 式的軌道, 而且只考虑速度誤差的影响,其所需要的精确度可作如下的計算.

从第六章中我們可以知道, 当脫离了地球引力場以后在地球軌道附近的加速段的速度增量为

$$\Delta v_2 = v_2^*\left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1\right], \tag{8.18}$$

其中 v_2^* 为地球在軌道上运轉的速度; r_2 为地球到太阳的距离; r_1 为所要到达的行星到太阳的距离. 当速度增量 Δv_2 有一个 $\delta(\Delta v_2)$ 变化时,则就引起了 r_1 变化 δr_1. 其变化关系从(8.18)式可求得(即将 (8.18) 式微分)

$$\delta(\Delta v_2) = v_2^* \frac{1}{2} \frac{\dfrac{2\delta r_1(r_1 + r_2) - 2r_1\delta r_1}{(r_1 + r_2)^2}}{\sqrt{\dfrac{2r_1}{r_1 + r_2}}} = v_2^* \frac{\dfrac{r_2\delta r_1}{(r_1 + r_2)^2}}{\sqrt{\dfrac{2r_1}{r_1 + r_2}}};$$

所以

$$\delta(\Delta v_2) = v_2^* \frac{1}{\sqrt{\dfrac{2r_1}{r_1 + r_2}}} \cdot \frac{r_2}{(r_1 + r_2)} \frac{\delta r_1}{(r_1 + r_2)}. \tag{8.19}$$

这是在地球軌道上起飞的情况, 由于速度誤差 $\delta(\Delta v_2)$ 所引起的所要到达区域的誤差,这作为第一种情况.

如果飞船在地球的低卫星軌道上起飞,即第二种情况,所需的能量不同,因而控制的精确度也不同. 这时所需的加速段的速度增量为

$$(\Delta V)_1 = \sqrt{(V_2^2 - V_1^2) + (\Delta v_2)^2},$$

其中 V_1 为第一宇宙速度; V_2 为第二宇宙速度. 因 $V_2^2 = 2V_1^2$, 则

$$(\Delta V)_1 = \sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2}. \tag{8.20}$$

当 Δv_2 有一个变化 $\delta(\Delta v_2)$ 时,则就会使 $(\Delta V)_1$ 也有一个变化 $\delta(\Delta V)_1$,

$$\delta(\Delta V)_1 = \sqrt{V_1^2 + [\Delta v_2 + \delta(\Delta v_2)]^2} - \sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2}.$$

将上式平方得

$$\left[\delta(\Delta V)_1 + \sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2}\right]^2 = \left(\sqrt{V_1^2 + [\Delta v_2 + \delta(\Delta v_2)]^2}\right)^2$$

$$[\delta(\Delta V)_1]^2 + V_1^2 + (\Delta v_2)^2 + 2\delta(\Delta V)_1\sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2} = V_1^2 + (\Delta v_2)^2 + 2\Delta v_2\delta(\Delta v_2) + [\delta(\Delta v_2)]^2.$$

略去微分平方項 $[\delta(\Delta v_2)]^2$ 和 $[\delta(\Delta V)_1]^2$，則方程变成

$$\delta(\Delta V)_1 = \frac{(\Delta v_2)\delta(\Delta v_2)}{\sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2}}.$$

也可以改写成

$$\frac{\delta(\Delta V)_1}{\delta(\Delta v_2)} = \frac{(\Delta v_2)}{\sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2}}. \tag{8.21}$$

(8.21) 式說明了从地球运轉的軌道上起飞其速度增量的变化 $\delta(\Delta v_2)$ 与从地球的低卫星軌道上起飞的速度增量变化 $\delta(\Delta V)_1$ 的关系. 显然 $\delta(\Delta V)_1$ 比 $\delta(\Delta v_2)$ 小，卽对应于一定的 $\delta(\Delta V)_1$ 速度誤差，其效果是等于一个更大的 $\delta(\Delta v_2)$ 的誤差，也就是相应于一个更大的 $\delta(\Delta v_2)$ 的 δr_1 誤差.

現在再来研究第三种情况. 当飞船从地球表面上起飞时其加速段所需的速度增量为

$$(\Delta V)_2 = \sqrt{V_2^2 + (\Delta v_2)^2}.$$

当 Δv_2 有一变化 $\delta(\Delta v_2)$ 时，則引起 $(\Delta V)_2$ 的变化 $\delta(\Delta V)_2$ 为

$$\delta(\Delta V)_2 = \sqrt{V_2^2 + [(\Delta v_2) + \delta(\Delta v_2)]^2} - \sqrt{V_2^2 + (\Delta v_2)^2};$$

和第二种起飞情况一样处理，我們得到如下的相似結果

$$\frac{\delta(\Delta V)_2}{\delta(\Delta v_2)} = \frac{(\Delta v_2)}{\sqrt{V_2^2 + (\Delta v_2)^2}}. \tag{8.22}$$

(8.22) 式表示出飞船从地球軌道上起飞的速度增量的变化与从地球表面上起飞的速度增量变化的相互关系. 由 $V_2 > V_1$，所以一定速度誤差 $\delta(\Delta V)_2$ 所引起的到达区域誤差 δr_1，比同量的 $\delta(\Delta V)_1$ 誤差所引起的到达区域的誤差还要大.

根据以上三种不同起飞情况，如果我們要发射一个星际飞船到火星的軌道上去，采用 Hohmann 軌道，来計算它所需要的精确度是多少？

r_2 为地球到太阳的距离，等于 1.49457 亿公里. r_1 为火星到太阳的距离，卽 $r_1 = 1.524r_2$. v_2^* 为地球在軌道上运行的速度 29.8 公里/秒. 如果 $\delta(\Delta v_2) = 1$ 米/秒，当从地球軌道上起飞时，卽第一种情况，則可以用公式(8.19)作如下的計算

$$1 = 29{,}800 \times \frac{1}{\sqrt{\frac{2 \times 1.524r_2}{r_2 + 1.524r_2}}} \times \frac{r_2}{r_2 + 1.524r_2} \times \frac{\delta r_1}{r_2 + 1.524r_2},$$

$$1 = 29{,}800 \frac{1}{1.098} \frac{1}{2.524} \times \frac{\delta r_1}{2.524 \times 1.49457 \times 10^8},$$

所以

$$\delta r_1 = \frac{1.098 \times 2.524 \times 2.524 \times 1.49457 \times 10^8}{29{,}800} = 35{,}120 \text{ 公里}.$$

如果从地球的低卫星軌道上起飞到火星，即第二种情况，当速度誤差 $\delta(\Delta V)_1 = 1$ 米/秒时，可以用公式(8.18)及(8.21)进行如下計算

$$(\Delta v_2) = v_2^* \left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1\right] = 29.8\left[\sqrt{\frac{2 \times 1.524}{2.524}} - 1\right] = 2.95 \text{ 公里/秒},$$

$$\frac{\delta(\Delta V)_1}{\delta(\Delta v_2)} = \frac{\Delta v_2}{\sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2}} = \frac{2.95}{\sqrt{7.91^2 + 2.95^2}} = \frac{1}{2.86},$$

所以

$$\delta(\Delta v_2) = 2.86\delta(\Delta V)_1 = 2.86 \text{ 米/秒},$$

則引起的誤差为

$$\delta r_1 = 2.86 \times 35{,}120 = 100{,}500 \text{ 公里}.$$

这个数値相当于火星直径的 15.1 倍.

如果飞船从地球表面上起飞到火星，即第三种情况，当速度誤差为 $\delta(\Delta V)_2 = 1$ 米/秒时，可用(8.22)式計算得

$$\frac{\delta(\Delta V)_2}{\delta(\Delta v_2)} = \frac{\Delta v_2}{\sqrt{V_2^2 + (\Delta v_2)^2}} = \frac{2.95}{\sqrt{2 \times 7.91^2 + 2.95^2}} = \frac{1}{3.72},$$

則

$$\Delta v_2 = 3.72\delta(\Delta V)_2 = 3.72 \text{ 米/秒},$$

$$\delta r_1 = 3.72 \times 35{,}120 = 130{,}800 \text{ 公里}.$$

这个数値相当于火星直径的 19.35 倍.

从以上的計算中我們作进一步分析可以看到，如果飞船是从地球的低卫星軌道上起飞，所允許的速度誤差比飞船从地球軌道上起飞所允許的速度誤差要小，即要求的精度要高；当飞船从地球表面上起飞时所允許的速度誤差，又比从地球低卫星軌道上起飞所允許的速度誤差小，即精度要求更高. 如以发射到火星上去的軌道要求为例，当到达火星的誤差不允許超过十万公里时，如果飞船从地球軌道上起飞，則速度的精度要求是 2.85 米/秒；如果飞船是从地球的低卫星軌道上起飞时，則速度的精确度要求是 1 米/秒；如果飞船从地球表面上起飞，則速度精度的要求为 0.765 米/秒. 这就說明了所采用的起飞位置不同，所需要的能量不同，其精确度的要求也就不同. 而且随着起飞位置离地面的距离增加对其精确度的要求反而下降. 反过来說要使控制精确度的要求低一些，則可使加速段推迟一些，即离地表面远一些，也就是在地球引力場以外还要加速. 这与前面第五章、第六章所講的就发生了矛盾，即从飞船动

力系統及結构来看，希望加速段离地表面越近越好，尽可能的使噴气排在势能低的地方，这样能量的消耗就較經济，故最好是一次加足能量就飞出，但是这样来安排使其控制的精确度就相当高．所以从动力及結构上考虑来选择軌道和从控制的精确度来选择軌道是存在着矛盾的．在实际的工作中，必須从总体的概念出发，考虑到各方面能做到的最大可能性，来综合平衡各种因素，最后决定出所采用的方案，也就是总效果較好的方案．

最后我們再举一个例子，即发射各种月球火箭所要求的精确度．如火箭加速終了时的速度約为 11 公里/秒，对于不同发射目的控制精度的要求，可參看表 8.1.

表 8.1

发　射　目　的	允許的速度誤差（米/秒）	速度向量誤差（分）	备　注
打中月球，誤差小于月球的半径	±25	30′	要求可以实現
打中月球的中心，誤差不超过 400 公里	±3	1.5′	要求可以实現
繞过月球而且回到地球附近指定的地区，誤差不超过 1600 公里	±0.076	1.8′	精度要求太高，根据目前的技术水平还不可能达到．

§ 8.4 控制的概率

实际上誤差的問題还不单是速度誤差和角度誤差問題，在一般情况下，把軌道可作有三个自由度的質点运动来看，整个飞行軌道被加速終了时的位置和速度所决定．对于直角坐标，加速段終了时的位置用 (x_1, y_1, z_1) 表示；加速段終了时的速度用 $(\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1)$ 表示．而 δx_1 为停机（即加速終了）时 x_1 坐标的誤差；δy_1 为停机时 y_1 坐标的誤差；δz_1 为停机时 z_1 坐标的誤差．$\delta \dot{x}_1$ 为停机时 x 向分速度的誤差；$\delta \dot{y}_1$ 为停机时 y 向分速度的誤差；$\delta \dot{z}_1$ 为停机时 z 向分速度的誤差．如果到达目的地时的最大容許誤差是 M，那么对一个不动的目的，可以把誤差极限写作

$$M \geqslant |\pm A\delta x_1 \pm B\delta y_1 \pm C\delta z_1 \pm D\delta \dot{x}_1 \pm E\delta \dot{y}_1 \pm F\delta \dot{z}_1|. \qquad (8.23)$$

对于一个动的目标，我們还得把由于发射时間的誤差 δt 考虑进去．因此可以把誤差极限写作：

$$M \geqslant |\pm A\delta x_1 \pm B\delta y_1 \pm C\delta z_1 \pm D\delta \dot{x}_1 \pm E\delta \dot{y}_1 \pm F\delta \dot{z}_1 \pm G\delta t_1|. \qquad (8.24)$$

这两个公式中的 A, B, C, D, E, F, G 都是常数，它們是从自由飞行的动力学計算中得到的．公式(8.23)或公式(8.24)就形成了对不动目标的六度空間坐标系統

(δx_1, δy_1, δz_1, $\delta \dot{x}_1$, $\delta \dot{y}_1$, $\delta \dot{z}_1$) 中的多面体，或者对动目标的七度空間坐标系統(δx_1, δy_1, δz_1, $\delta \dot{x}_1$, $\delta \dot{y}_1$, $\delta \dot{z}_1$, δt_1) 中的多面体. 这些多面体都是以坐标的原点为中心的，而且也对原点形成对称. 这些空間中任何一个点都代表加速段終了时的誤差情況. 我們的目的是使設計的制导系統,当控制到停机点时,代表誤差的点不超出以上所形成的多面体的范围.

但是加速段終了时的誤差情況是具有統計性質的,我們不能說誤差一定是多大,我們只能說誤差具有某种概率分布,以不动目标为例,其分布函数是 $P[\delta x_1, \delta y_1, \delta z_1, \delta \dot{x}_1, \delta \dot{y}_1, \delta \dot{z}_1]$. P 分布函数的意义是:

$$P[\delta x_1, \delta y_1, \delta z_1, \delta \dot{x}_1, \delta \dot{y}_1, \delta \dot{z}_1]d(\delta x_1)d(\delta y_1)d(\delta z_1)d(\delta \dot{x}_1)d(\delta \dot{y}_1)d(\delta \dot{z}),$$

使誤差落在 δx_1 到 $\delta x_1 + d(\delta x_1)$、$\delta y_1$ 到 $\delta y_1 + d(\delta y_1)$、$\delta z_1$ 到 $\delta z_1 + d(\delta z_1)$、$\delta \dot{x}_1$ 到 $\delta \dot{x}_1 + d(\delta \dot{x}_1)$、$\delta \dot{y}_1$ 到 $\delta \dot{y}_1 + d(\delta \dot{y}_1)$、$\delta \dot{z}_1$ 到 $\delta \dot{z}_1 + d(\delta \dot{z}_1)$ 范围內的概率. 由此也就知道,如果把一切情况都包括在內,概率是 1 ,即

$$\int_{-\infty}^{\infty} d(\delta x_1)\int_{-\infty}^{\infty} d(\delta y_1)\int_{-\infty}^{\infty} d(\delta z_1)\int_{-\infty}^{\infty} d(\delta \dot{x}_1)\int_{-\infty}^{\infty} d(\delta \dot{y}_1)\int_{-\infty}^{\infty} d(\delta \dot{z}_1) = 1. \quad (8.25)$$

这样我們就能把制导系統的精度問題更具体化. 我們可以把概率分布函数 P 在上述多面体范围內进行积分,所得到的积分值一定比 1 小,因为这只代表誤差落在多面体范围內的情況,不是全部情況. 但也就是这样分布函数在多面体內的积分值代表誤差落在多面体內的概率, 也就是发射成功的概率. 具体来說如果总的积分值为 0.9 时,即有 90% 的可能性这控制系統不超出允許的誤差范围,也就是說完成任务的概率为 90%. 另外,概率值是針对很多个現象的客观性質而言,不是針对某些少数和个别的現象而論. 若概率为 90% 其含义是指重复地放很多很多个飞船,有 90% 的成功可能性,而不是放 10 次飞船准有 9 次会成功. 但概率越高其成功的可能性就越大. 故我們要从各方面想办法来使控制系統的概率提高,这是我們工作的原則.

一般的情况是空間位置的影响較小,A, B, C 的数值也較小,甚至空間位置所引起的誤差小到可以被忽略. 主要是速度誤差的影响. 这可以使处理問題較簡化.

至于概率分布函数本身的性質,我們可以說在一般情况下,概率分布是正则分布,即如果光考虑 $\delta \dot{x}_1$ 的效果,不考虑同时有其他誤差存在,那么 $P = \frac{1}{\sigma_1\sqrt{2\pi}}e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\delta \dot{x}_1}{\sigma_1}\right)^2}$.
但是問題的复杂性在于我們必需同时考虑多种誤差;而一般来說,誤差都是由于一个制导系統所造成的,也就是由于制导系統中元件及部件本身性能上的限制所造成的,因此几种誤差之間有关联. 例如 $\delta \dot{x}_1$ 及 $\delta \dot{y}_1$ 誤差之中的一部分都由于某一个加速度表的誤差所造成的,那么 $\delta \dot{x}_1$ 和 $\delta \dot{y}_1$ 之間就有关联. 但在这里,我們为了說明原理,可

以暂时不管这个关联，我們认为每一个誤差的发生是独立的，不互相牵制，那么概率分布函数 P 为(对于不动目标)

$$P = \frac{e^{-\frac{1}{2}\left\{\left(\frac{\delta x_1}{\sigma_1}\right)^2 + \left(\frac{\delta y_1}{\sigma_2}\right)^2 + \left(\frac{\delta z_1}{\sigma_3}\right)^2 + \left(\frac{\delta \dot{x}_1}{\sigma_4}\right)^2 + \left(\frac{\delta \dot{y}_1}{\sigma_5}\right)^2 + \left(\frac{\delta \dot{z}_1}{\sigma_6}\right)^2\right\}}}{(\sqrt{2\pi})^6 \sigma_1\sigma_2\sigma_3\sigma_4\sigma_5\sigma_6}. \tag{8.26}$$

而其中 $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3, \sigma_4, \sigma_5, \sigma_6$ 为常数，是制导系統的各項誤差的均方誤差．均方誤差是制导系統精确度的表現．精度越高，均方誤差的数值就越小．精度越小，均方誤差的数值就越大．把公式(8.26)在公式(8.23)所規定的区域內进行积分，我們將得到发射成功的概率 P 为

$$P(M) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma}\int_{-M}^{M} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\eta}{\sigma}\right)^2} d\eta. \tag{8.27}$$

而其中 σ 为发射总系統的均方誤差，其計算公式为

$$\sigma = \sqrt{A^2\sigma_1^2 + B^2\sigma_2^2 + C^2\sigma_3^2 + D^2\sigma_4^2 + E^2\sigma_5^2 + F^2\sigma_6^2}. \tag{8.28}$$

(8.27)式的积分数值可以在一般的数学表册中查到．如果所得到的概率 P 值小，不能达到控制的要求，这时可以減小均方誤差 $\sigma_1, \sigma_2, \cdots \sigma_6$ 的数值，使 σ 減小，来达到較高的概率值．故总的說来，从軌道的分析可以得到軌道誤差的范围，提給制导系統的設計者作为一个基本資料；根据这个基本資料和制导系統的誤差概率，可以算出航行成功的概率．如果航行成功的概率太低，那就要求制导系統設計者改进設計，提高制导系統的精度．

§ 8.5 星际航行的制导問題

大家知道，在星际航行中，初发射时如果产生了无論是速度或是方向上微小的誤差，那么，經过长距离的航行之后，所引起的不良后果确是十分巨大的．因此，单靠提高发射时的精确度来达到目的是十分困难的，这个情况在 § 8.3 中巳經看得很明白．所以对眞正到其他行星去旅行来說，更实际而可靠的方法是采用多段控制的导航办法，使在整个飞行过程的各阶段中，能相应不断地对飞船所产生的軌道飞行誤差进行修正，以提高航行准确度．

一般星际航行可以分为三个飞行阶段：发射阶段，是指飞船从地面发射起到进入星际航行軌道为止的过程；接着就是第二阶段——自由飞行阶段，这时飞船进入星际航道靠慣性作用沿預定航道飞向目标(行星)；当飞船进入行星区域时则为第三阶段，这就是飞船要在这个阶段里完成使自己成为行星的卫星或在行星上降落的任务．所以，人們針对这三个不同的阶段，把整个飞行过程的制导也相应地分成了：初制导(发

射控制)，中制导(中途控制)和末制导(終点控制)三个部分.

初 制 导

发射控制的目的在于把星际飞船准确地送上星际航行軌道. 由于所采取的发射方法不同，因而控制过程及精度的要求也有所不同. 首先，我們討論运載火箭从地面起飞进入卫星軌道，或由地面起飞直接到月球或进入人造行星軌道. 这种发射过程的精度要求一般不很高，約万分之一即可滿足. 因为这种人造卫星和月球火箭离地球較近，故最終所产生的誤差不会太大. 对人造行星而言，虽然离地球較远，但由于只需要将它发射出地球引力場繞太阳轉，而沒有达到具体目标的要求，所以精度要求也不太高. 这类火箭的发射控制需要最后一級具有制导系統，以准确地控制火箭在进入軌道时的速度和方向. 这里应当指出，这种发射过程一般采用无綫电系統控制. 但是如果当最后一級飞行距离已經超出本国領土的无綫电控制范围时，则需要在最后一級上使用慣性或半自动程序机构作为制导系統，使火箭自动地正确地进入軌道.

其次，采取从地面先发射一人造卫星，然后再从卫星上发射运載火箭把飞船送入星际航道或其他軌道. 采用这种发射方法实际上提高了初制导过程的精确度. 因为采用前一方法直接发射时，火箭的整个初制导过程(即发射过程)比較短，只有几分鈡，而参数变化又很快；因此，对一些参数来不及测定，产生的微小誤差也无法修正. 而后一种办法，当发射的卫星在軌道上运行时，我們就有时間将卫星的軌道参数測得很准，而且这些参数变化得十分慢，可以給予充分的时間(几小时以上)来进行精确計算和分析. 因此，能够精确地定出从卫星上发射运載火箭的时間和方位. 这样就修正了从地面发射到卫星軌道一个阶段所产生的偏差，从而提高了发射精确度. 从卫星上发射出的运載火箭，在飞船进入星际航行軌道前，自然还需要进行精确控制. 这阶段的控制实际上和从地面发射卫星的控制相同.

从卫星軌道上发射星际飞船或行星火箭的办法在第七章中已經提到了，它比直接从表面发射要多耗費能量. 但是，这种办法可以提高发射精确度，故在所用能源可能达到这样大动力的情况下，往往采取多費些能量来滿足精确度的要求. 苏联 1961 年 2 月 12 日所发射的考察金星的宇宙火箭就是从重型人造卫星上发射的.

中 制 导

火箭或星际飞船的自由飞行段比起飞或最終阶段都要漫長得多. 因此，在这一阶段中可以有足够的时間来測定、計算和調整飞船的速度及方位、从而修正飞行軌道. 这种航行与航海和航空有所类似，可以采取类似的导航原理和过程. 这种导航对于載人的行星际飞船比較适合，精度要求也可低些，因为有时間来对軌道进行多次

修正．这种制导系統即所謂天文导航，以星象位置来确定飞船的方位（如用太阳和另外一个或多个星作为基准）．当測出飞船的方位偏离軌道时，就可以用低推力火箭来調整軌道．对于无人駕駛的飞船則必須采取完全自动的机上制导和地面无綫电制导系統来控制航行． 在中制导过程中也可以用雷达、太阳及星光的多普勒（Doppler）效应来測定飞船的速度，特别是利用太阳光的多普勒效应是比較現实可行的． 有人分析过，用現有的光学設备，如果測量时間为 100 秒，則精度可达 1 米/秒．多普勒效应实际上就是物体相对于太阳运动过程中，所測出的太阳光的頻率与靜止时所測出的頻率不同，从而可測得物体相对于太阳的运动速度．其原理如下：

設 λ_1 为无相对运动时的頻率；λ_2 为相对光源运动时所測出的頻率（当远离光源时測出頻率是降低的，反之是增高的）；v 为光源相对运动的速度；c 为光速．那么两頻率之差，即所謂多普勒頻移为

$$\Delta\lambda = \lambda_1 - \lambda_2 = \frac{v\lambda_1}{c}. \tag{8.29}$$

当我們測出飞船相对于太阳运动的 $\Delta\lambda$ 时，即太阳光的某一譜綫对其本来标准位置的移动，我們就可以計算出飞船的飞行速度 v，

$$v = c\frac{\Delta\lambda}{\lambda_1}. \tag{8.30}$$

末 制 导

当飞船到行星引力場附近时，即进入了行星地区．从这时起对飞船的控制要求与中制导过程又有很大区别了．首先，从进入行星区域到在行星或行星的卫星上降落，其整个过程和发射阶段一样，是十分短促的． 因而不可能有很多的时間来进行測量和修正軌道．其次，这时要求控制的准确度必須很高，否則飞船就飞过了行星而成太阳行星，或者因控制不好，而以过大的速度墜落到行星上去，使整个飞船損毀．显然，如沒有精确、及时的測量，控制系統是不可能完成这項复杂而精确的任务．同时，大家都知道，从地球到行星的距离是相当远的．就拿从地球向最近的行星发射飞船，当飞船到达行星地区时，它与地球的距离就可以有 1.5 亿公里左右，如果我們仍采用地面的无綫电控制来导航是行不通的．因为距离这样远，即是以光速前进的无綫电訊号，往返飞船与地球之間也得 1000 秒鈡之久，这当然就不可能及时地修正飞船所产生的偏差．其次，离这样远对行星及飞船和太阳系的一些其他参数，如行星直径等，也还不能測得很准；因此，以不准的数据来在地面上計算修正量，也是靠不住的．目前看来还只能采用有人駕駛的星际飞船或采用在飞行器上直接測量的完全自动化操纵，才能

解决末制导的問題，才有可能到达行星地区．显然，末制导过程在星际航行中是一个十分重要的过程，人們要想去其他行星旅行，这是一个必須突破的关鍵．

末制导过程就是对飞船接近行星时的軌道进行测定和控制．一般提出了下列几种办法．設 r 为飞船与星心的距离；$\dot{r}$ 为 r 对时間的微分，也就是距离速度；$\dot{\theta}$ 为飞船对星心极坐标的角速度；φ 为飞船繞星的角度；$\Delta\tau$ 为两次軌道参数测定的准确时間間隔（見图 8.3）．

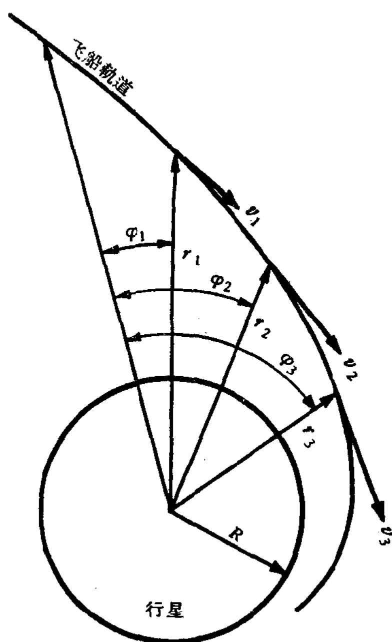


图 8.3　飞船接近行星区

（1）测定飞船相对于星心的距离 r，飞行速度 $\dot{r}$ 和角速度 $\dot{\theta}$．对 r 一般采用雷达测得；$\dot{r}$ 用无綫电波的多普勒频移测定；$\dot{\theta}$ 则用平台（陀螺仪）测定，以确定飞船飞行的方向．当这些参数确定后就可以定出飞行的軌道，与預定軌道进行比較即可对飞船进行軌道修正．这种方法主要問題是 $\dot{\theta}$ 不能测得十分准确，因为陀螺仪本身在目前的技术条件下还不可能达到更高的精度．因此，要求整个制导系統达到很高的精度还有困难．

（2）测定 r_1，$\dot{r}_1$ 及 r_2，$\dot{r}_2$．当飞船接近行星时，它的飞行速度是很高的，因此飞船飞向行星的軌道是双曲綫軌道．如果我們测得飞船的速度和与星面的距离，那么，就可以确定飞船的軌道，从而断定飞船的位置和运行方向．r 和 $\dot{r}$ 同样是利用雷达与无綫电测得．这个方法的缺点是不能直接定軌道在空間的方位．

（3）测定 r_1，φ_1；r_2，φ_2；r_3，φ_3．对于距离可用雷达测定，繞行星的角度可利用观星的办法测得．当我們测得三組数据后，通过电子計算机計算即可得出飞船的速度和方位．

（4）测定 r_1，r_2；φ_1，φ_2；Δt，即是测定 t_1 及 t_2 两个准确时刻飞船与星面的距离和繞过行星的角度．这样即可准确地算出飞船的速度和方位．r 和 φ 的测定用雷达和观星法，时間则用飞船上的精密記时系統記录测得．

目前看来，具体采用那一种测量和导航方案还需要进一步研究．要根据飞船任务的要求、精确度、雷达功率、无綫电电源和重量等要求而定．但一般認为第三种方法精确度較差，因为测得的三組数据在計算过程中出现一次差分及二次差分，其

中由于二次差分的誤差累积較大，因此影响了制导精确度。

有人建議，把第四种方案的雷达测定改为光学测定，卽测定由飞船上所看到的行星的大小，来确定飞船所处的 r，用行星附近背景星象上的两个星与行星位置来确定 φ。这种测定和导航方法可以使最后引起的誤差在几十公里以下．因此，这个办法看来是比較准确而又較現实的．

§ 8.6 运載火箭的制导系統，初制导系統

初制导系統，也就是发射中的运載火箭制导系統，现在发展得比較完善，我們将在这一节及下一节中討論这个間題．

运載火箭的制导工作可以由它內部的設备和机外的地面基地設备来执行．两者之間的联系用无綫电，卽用无綫电把修正飞行誤差的指令送到飞船上去．图 8.4 是一个典型的无綫电制导系統原理示意图．当飞船飞行受到干扰时，地面的无綫电設备卽可测得飞船軌道参数(速度、方位)的变化，无綫电制导系統通过計算、比較，再向飞船发出控制和調整的指令．調整无綫电制导系統可以分为三个主要部分．

(1) 测量系統(地面)：这种系統必須能精确测量坐标系統中飞船的位置与速度(用雷达和用多普勒原理的无綫电测定系統)，测量系統将测得的数据通过訊号綫路輸送給計算机．

(2) 計算系統：主要部分是电子計算机，它将来自测量系統的数据进行迅速而准确的計算，并且及时地与預先計算的軌道进行比較，确定送向机上控制系統的无綫电訊号，以便机上系統去对飞船的軌道进行修正．而它也負有在适当时候通过計算，确定发出推力終止的訊号，使机上发动机熄火的任务．由于要求整个过程进行得十分

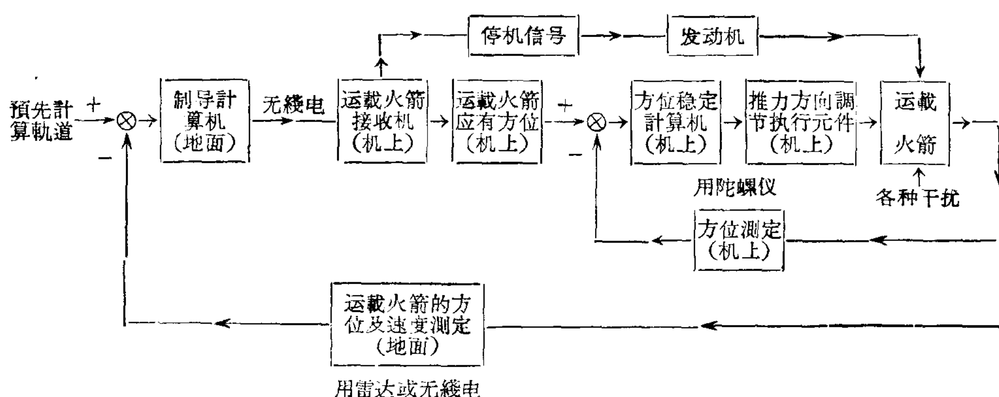


图 8.4　无綫电制导系統方块图

快而准确可靠，因此对于电子計算机的要求也是很高的. 首先是要求它有足够的計算速度(一般要求每秒計算几十万次). 其次是要求具有高度的可靠性，这样才能保証在发射运載火箭的控制期間，計算不致发生錯誤. 不然，即便是测量和控制系統十分良好，也会因計算錯誤而造成整个发射工作的失敗. 現在发射用的計算机大約要平均正常运轉 1,000 小时不出差錯，也就是两次差錯之間的正常运轉时間为 1,000 小时.

(3) 控制系統（或自动駕駛仪）: 它是接受地面計算机发出的无綫电訊号，然后与机上方位测定仪测得的数据进行比較，通知执行机构对火箭推力方向进行控制，使火箭的飞行軌道得到修正.

无綫电制导系統的主要間題是設計并制造出火箭位置及速度的精确測量系統. 我們可以只测位置，然后在計算机中进行对时間的微分，得到速度；也可以只测速度，在計算机中对时間积分，得到位置；也可以同时测位置，测速度. 一般地說前两种方法容易引入誤差，沒有第三种方法准. 测速度一般用多普勒頻移. 测位置可以用雷达，也可以用测电磁波的相位.

除了上述的无綫电制导系統外，也还有慣性系統，它是利用测量加速度及其积分的方法来判定飞船的速度和方位. 这种慣性系統本身包括几个加速度表，它們分别恆定地保持預先选定的方位，不受飞船运动的影响. 用来保持加速度表以恆定方位的是陀螺平台. 陀螺平台是由高速旋轉的陀螺轉子、固定在万向架上組成，架上的加速度表测出的加速度，經过反饋系統回过来修正平台的偏移，从而保持恆定方位. 慣性系統的测定原理是利用加速度表测得該方向上飞船加速度进行积分；一次积分得出飞船的飞行速度，二次积分則得出方位，这样就可以定出飞行軌道. 如果测得和計算的結果与正确的軌道发生偏差时，慣性系統即可发出指令，通知执行机构进行控制和調节. 慣性制导系統的主要特点是它的整个制导系統是在机体上，除慣性测量系統外还包括有計算系統和控制系統执行机构（而对无綫电制导系統則最复杂部分在地面上）. 因此这是一套完全自备式的导航控制系統. 慣性系統的加速度表及陀螺仪的精度由于現代技术的限制还不可能达到十分高的水平，所以这个系統的测量控制精度都較无綫电制导系統差些.

§ 8.7 制导系統的設計

制导系統的設計也是有阶段性的，我們在这里介紹每个阶段中的主要內容和工作方法.

方案比較

制导系統的設計是根据結构总体設計所确定的方案，对控制和导航部分提出的要求进行具体工作．这項設計工作首先也必須进行多方案比較；依据整个运載火箭及飞船的任务要求，所需达到的精确度，控制內容，以及現有設备、經驗和科学研究的新成就，而提出若干种可能的方案，由制导系統总体設計单位来选择；最后提出两、三个比較好，又較現实的方案，以供下一步定案作依据．

定案及初步設計

上面所得出的几个比較好的方案，还只是一个初步的原則性的方案，并沒有进行很詳細的研究、分析和計算，定案和初步設計工作就是要求具体解决这一問題．这項工作是要将各方案中的各部件、元件进行精确度的計算．經过反复計算、比較和平衡，就可确定这几个方案所能达到的精确度．当計算出方案的精确度之后，就可以开始考虑各个系統、部件、元件的精度分布問題．这一步工作也是要进行多方案比較，因为总的精度要求已經确定了，不能降低，只能采取改进部件和零件的設計精度，并使它們之間的精度分布得更合理，从而使整个方案最后达到总的精度要求．这一步工作是需要利用电子計算机进行多次計算和比較，才能最終提出一个可以滿足制导要求的制导系統．当这步工作完成时，制导系統总体設計部門也就可以提出各部分、各部件的精度要求．但这时还必須再与各个部件系統設計部門共同磋商，以最后求得旣保証总的精度要求，而各个設計部分只要通过一定努力也能完成总体設計部門所提出来的設計任务．这时整个初步設計就完成了，而設計的方案也就最后确定．

技术設計

各个部分、部件設計部門，从制导系統总体設計部門接受了具体任务和設計要求之后，卽可展开具体的部件、元件和綫路系統的設計和实驗工作，这就是所謂技术設計阶段．各部分进行計算和設計后就可进行元件制造、試驗和部件或部分系統的安装工作．其后对这些部分进行各种試驗，以检查和鉴定元件、部分和分系統的性能、精确度等是否合乎要求，工作是否可靠．这也是一次反复設計、安装、試驗和修改的过程，而試驗設备及試驗过程也都是十分复杂而精細的．經过这一阶段的細心工作之后，各部門就可以拿出一套成功的精确度达到总体設計要求的部件或分系統．

与此同时，制导系統总体設計部門的主要工作是根据整个方案所确定的設备、部件、流程的要求，建立一套总体試驗設备．这套設备包括整个系統要求的綫路、电源和輔助設备等．在各部門的成品还沒完工之前，总体設計部門就开始利用适当的电子計算机来代替系統上将要用的新設計的电子計算机．其他部分則采用模拟机来代替組成整套制导系統的各个系統、部件，利用模拟訊号和条件进行系統的調整和实驗，并

对不合理的地方加以修改．当眞实部件或电子計算机生产出来，并可提供使用时，則用这些部件或分系統逐步代替相应的模拟机，再反复进行試驗調整和修改．最后一直到所有能用实物的地方的模拟机，都逐漸被眞正的相应的部分替換后，整个系統就变成和眞正飞行时的系統(应指出的是运載火箭本身还只能是模拟的)一样．这样再継續进行整个制导系統的地面試驗，修改不合理的地方，排出故障，提高精确度和可靠程度．当經过若干次試驗后，証明制导精度完全滿足了整个运載火箭所提出的要求，工作可靠性也达到了应有的程度，则技术設計工作就全部完成．

环境試驗

整个技术設計工作的完成，也只是說整个系統在靜止的稳定的环境条件下能正常工作，初步滿足了总体設計的要求．但是，在不同的环境条件下是否也能正确、精密地完成它的制导任务还是一个問題．因此，环境試驗是对整个制导系統的一次十分必要的考驗．試驗是模拟了不同的环境温度、湿度和振动等条件，鉴定整个系統在这些条件下是否还能保証总体設計的要求．由于有了以前的精細的設計和試驗过程，这一阶段試驗所出現的問題不会太大，一般作一些局部設計的修改就行了．

經过适当的修改和調整之后即可得出一套可供运載火箭使用的制导系統，送交运載火箭的总装車間，在总体結构設計师的領导下和其他部門的配合下进行运載火箭的总装．总装完成之后，即可按照第四章所講的火箭总装后的各个試驗步驟进行工作．

最后，值得指出的是制导系統的設計不同于結构和发动机設計．对后两种設計除了要相应地进行一系列实驗外，相当大一部分工作是要靠理論計算和理論設計来解决；因为这些設計可以利用現有的理論来解决．而对制导系統則不然，它的很多問題还不能利用理論計算和設計来解决，因目前已有的計算和設計理論还不成熟，故这部分設計工作实际上大部分是具体試驗工作，在模拟計算机同电子計算机上作試驗，通过实践来反复修正設計．因此，只有經过若干次試驗才能得出一套眞正的部件或系統．对于运載火箭的制导系統在沒有正式飞行以前，在地面已經进行了数以千計的"試射"工作．同时也可以看出制导系統的計算工作是十分繁多而要求也很高的，不但需要各种各样的模拟計算机，而且还需要同一台大型电子数値計算机联合起来形成一个庞大的复杂的計算机系統．因此，要进行这套系統的設計沒有近代的計算技术是不能設想的．所以，近代計算技术是設計星际航行制导系統的先决条件．

第九章　星际航行中的通訊問題

§ 9.1 星际航行中通訊工作的重要意义

大家知道，星际飞船即便是在太阳系的各行星之間飞行，也比在地面上的任何航行的距离都远得多，因而通訊問題也就更加困难、复杂而重要．因为飞船在航行过程中要不断地与地球上的基地联系，以便确定自己的方位和速度，听取地面基地的指令和把测得的数据和收集到的資料及时而准确地送回基地．同时飞船在太空航道中有时也会出現各种故障，这时也需要及时地与地球取得联系，以便校正、检查和排除故障，地面上也可根据具体情况采取有效措施．星际航行中一旦发生問題，其后果要比地球上任何航行时严重得多；如果不能与地面保持可靠的联系，采取有效措施，那么，就有可能永远回不了地球．因此，星际航行中的通訊工作显得特别重要．

出了地球大气层后，太空中就变得近乎于絕对真空了，以一般速度飞行的星际飞船在飞行中不会受到什么阻力．但是，在这浩茫无际的太空中却充满着各种频率和強度的电磁波．这些无規則的电磁波形成噪声，对通訊用的电磁波有干扰，影响星际航行的通訊工作．目前一般地面上的无綫电通訊已經发展到很高的水平，其通訊量是很巨大的；自然也有各种各样的干扰，但是通訊距离很短，更重要的是无論发送或接收設备都在地面上，不受設备重量、能源以及其他一些問題的限制，而且可以适当地解决．然而这些問題却正是星际航行通訊的大問題．随着星际航行的要求和通訊內容的要求不同，因而对通訊能力、准确程度、能源及設备的尺寸和重量的要求也不同．显然通訊距离越远，內容越复杂，則要求越高，其設备的重量也越大，而設备的重量还必須受到飞船重量的限制．因此，这套通訊設备要比一般地面通訊設备要求高．表 9.1 例举了苏联在所发射的人造卫星和宇宙火箭所采用的一些通訊設备，以使我們更清楚地看到，随着星际航行的发展，其通訊設备也相应地更加复杂而重要．可以看出，金星火箭的通訊系統要比表中其他各个通訊系統复杂，因为飞行的距离远，要求也高；計划要在离开地球 7,000 万公里远还可以接收到訊号．因此，火箭上带有相当重的通訊电子設备、电源、抛物面定向天綫和鞭状天綫，以供接收和发送无綫电波．不仅如此，地面上也相应地配备有庞大而复杂的发送和接收天綫及无綫电設备和輔助設备，来与飞船取得密切联系，共同完成通訊任务．

表 9.1 苏联在星际航行中所用的通訊設备

	发射頻率(兆赫)	发射功率(瓦)	天綫	电源	科学仪器及能源重量(公斤)
第一个人造卫星	1)40.002 2)20.005 交替0.3秒	1	1)2.4米鞭状天綫4根 2)2.9米鞭状天綫4根	化学电池	
第二个人造卫星	1)40.002 2)20.005 交替0.3秒	1	1)2.4米鞭状天綫4根 2)2.9米鞭状天綫4根	化学电池	
第三个人造卫星	20.005 (两套,一套备用)	1/4	1)鞭状天綫 2)管状天綫	1)化学电池 2)太阳能电池	968
第一宇宙火箭	1)19.997 2)19.995 最后一級 3)19.993容器 4)183.6軌道測量		1)—— 2)—— 3)四根天綫	1)銀鋅电池 2)氧汞电池	361.3
第二宇宙火箭	1)20.003; 19.997交替0.8—1.5秒;最后一級无綫电观测 2)19.993; 39.986交替0.2—0.8秒脉冲,脉冲頻率1±0.15赫;在容器中,发送科学資料 3)183.6軌道測量			化学电池	392
第三宇宙火箭	1)39.986; 交替0.2—0.8秒脉冲,脉冲頻率1±0.15赫 2)183.6;軌道測量		四根天綫	1)化学电池 2)太阳能电池,每天发报2—4小时	最后一級仪器及能源重156.5 行星际站重278.5 总重435
卫星式太空飞船《东方号》	1)15.765 2)20.006 电話 3)143.625		天綫同时能收发		
金星火箭	992.8		1)直径为2米抛物面天綫(在接近金星时才张开) 2)2.4米鞭状天綫		火箭重643.2

除了无綫电通訊系統的天綫及电子設备外，系統所用能源也是一个十分重要的問題. 当然,地面設备所用的电源,无論是在功率上或是在种类上都容易解决,而在飞船上通訊用的电源則不但要考虑到电源供給能量的大小和种类，而且还必須考虑到电源本身的重量. 根据这些要求来看,目前飞船上常用的电源是化学能电源和太阳能电源,将来也可以采取很有希望的核裂变,即原子能源来供給电能. 从表 9.1 可知,凡是要求无綫电通訊系統工作时間短(两日以下)的情况下多采用化学电池作为电源,因为化学电池所能貯备的能量受电池重量限制,工作时間过长則重量就会变得很大. 因为太阳光的能量可以不断地通过太阳能电池轉換而得，所以工作时間較长时則采用太阳能电池. 只要有相应于通訊系統所需电能大小的設备,就可以长期取得能量.

因此，太阳能电池的重量只与功率大小有关而与工作时間长短无关．如果将来要远离太阳到太阳系的外圍行星去作星际航行，由于那里的阳光太弱，那么，太阳能电池也将为別的形式的能源所代替．关于电源問題将在第十三章中再詳細地闡述．

§9.2 星际航行中通訊系統的有效功率

星际航行的通訊系統是由飞船上的无綫电接收和发送系統与地面上的发送和接收系統組成的．要想在离地球很远的地方和地球取得可靠的联系，最重要的就是无綫电系統要具有足够的发送能力和接收能力．这不单是要求有足够大的能源，而且也要求无綫电設备具有高的电磁波的发送和接收效率．这里所指的发送能力就是指設备的发送功率．不难理解，在一定条件下增加发送功率就可以增加通訊量和通訊距离，也就意味着要用較大的能源，更大、更重的設备，以及更重、更复杂的温度控制設备．这一切都导致飞船的負載重量大大地增加．因此，当設計无綫电通訊系統时，就必須在保証不超出允許运載重量的情况下，去选取高效率能源，改进設备的效率，从而減輕每发送单位功率所需的設备重量，增大总的发送功率和有效功率．

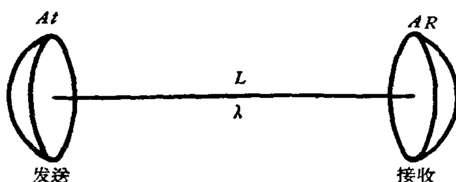


图 9.1　通訊系統

如果 P_R 是接收机从天綫所接收到的功率；η_R 是天綫接收后把它变成电訊号的效率；P_T 是发送的訊号功率；η_T 是天綫把訊号变为电磁波的发出效率．因此，可以得出天綫发送出的有效功率为 $P_T\eta_T$；而天綫接收到的有效功率为 P_R/η_R．又令，发送与接收天綫間的距离为 L；采用电磁波波长为

$$\lambda = \frac{光速}{电磁波頻率} = \frac{3\times 10^{10}}{f},$$

其中 λ 的单位为厘米，頻率 f 的单位为赫；如果 $f = 1{,}000$ 兆赫，則 $\lambda = 30$ 厘米；A_T 为发送天綫面积；A_R 为接收天綫面积．那么，依照电磁波传播的理論，接收到的天綫功率与发送出的天綫功率之比，即 $\frac{P_R/\eta_R}{P_T\eta_T}$ 应是 A_RA_T/λ^2L^2，故得出接收功率与发送功率之比

$$\frac{P_R}{P_T} = \frac{\eta_RA_R\eta_TA_T}{\lambda^2L^2}. \tag{9.1}$$

就現代的設計水平、制造工艺水平和材料而論，所制造出的天綫一般 $0.6 < \eta < 0.8$．上式只是对发送和接收天綫都是定向抛物面天綫而言．如果其中一个，例如发送天

綫采用无方向性的偶极子天綫(鞭状天綫),那么,接收功率与发送功率之比变为

$$\frac{P_R}{P_T}=\frac{3\eta_R A_R}{8\pi L^2}. \tag{9.2}$$

由式中可以看出，比較簡单的偶极子天綫，其接收和发送功率之比与所用电磁波的发送频率无关. 同时由(9.1)式和(9.2)式相比較得知，(9.1)式比(9.2)式多一个 $\frac{8\pi}{3}\frac{\eta_T A_T}{\lambda^2}$ 的因子，而且我們知道，抛物面天綫的面积以平方米計，而在高頻率区波长 λ 为几厘米，故 $\frac{8\pi}{3}\frac{\eta_T A_T}{\lambda^2}\gg 1$，所以(9.1)式的功率比値比(9.2)式的功率比值大得多，説明了有方向性天綫的效率高于无定向天綫的效率，因此，采用定向天綫比无定向天綫要好.

由上面所述，説明了有效发送功率决定于天綫的方向性. 因此，就必須注意两个問題：一方面，虽然可以用星际飞船定向天綫来大量增加有效功率，这种天綫是控制星际飞船飞行方位和通訊的先决条件，用以作为正常信息的传递. 但另一方面，一般希望能在飞船上同时設有用以检查飞船中的故障和定向天綫失灵时而作为輔助通訊系統，来与地面基地取得联系的无定向天綫，以保証人員及飞船的安全.

星际飞船上的通訊設备只能在飞船重量上占一个适当部分. 因此，无綫电电子器件，发送和接收天綫的重量也只能在一巳定的范围互相变动. 我們把通訊系統的总重量 W 分为两个部分：一定功率的发送能力 P_T 所需要的电子設备及电源重量 W_A，和一定尺寸天綫所具有的重量 W_T，即

$$W=W_A+W_T. \tag{9.3}$$

一般説設备的重量越大，其功率也应当越大. 但是在这里由于波长与效率成正比，当波长越短时，电子发送設备的轉換效率就越低. 这就是説不能将所有的能量都变为电磁振盪发送出去，还要剩下一部分能量，这部分能量变成了热能，使設备温度升高. 为了使設备的温度保持正常就必須进行冷却，所以需要增加冷却設备的重量(星际飞船是采用輻射冷却器). 当然就会使整个設备的重量增加. 这样一些原因使得发送功率 P_T 不与 W_A 成正比例，而与 $W_A\lambda$ 乘积成正比例；説明波长越短，則同一发送机及电源重量能送到天綫的功率越小. 但是从接收信号的效果来看，不光是靠送到天綫的功率 P_T，也要考虑这个功率是集中到多寬的发送波束，波束越窄，功率就越集中，收到的訊号也就越強. 如果发送波束寬度 θ 以弧度表示(見图 9.2)，天綫直径为 D，則从天綫理論及实践知道

$$\theta = \frac{0.87}{\sqrt{\eta_T}} \frac{\lambda}{D} \text{ 弧度}. \tag{9.4}$$

式中当 $\frac{\lambda}{D}$ 很小时，θ 很小，这就相当于能量越加集中。波束中功率密度与波束断面或 θ^2 成反比，即天綫的效果，或一般所謂天綫的增益与 $\frac{D^2}{\lambda^2}$ 成正比。但 D^2 与天綫的面积成正比。又知天綫的面积与其重量成正比。故可得出天綫的增益与天綫重量 W_T 成正比，而与 λ^2 成反比，即天綫增益与 $\frac{W_T}{\lambda^2}$ 成正比。

发送的总效果，是送到天綫的功率 P_T 与天綫增益之乘积，所以总效果与 $W_A\lambda \cdot \frac{W_T}{\lambda^2} = W_A W_T/\lambda$ 成比例。依据实际經驗得出比例常数，結果为

$$\text{发送效果} = \frac{P_R L^2}{\eta_R A_R} = 45 \frac{W_A W_T}{\lambda} \text{ 瓦}. \tag{9.5}$$

式中 W_A 和 W_T 的量綱为公斤；λ 的量綱为厘米。可以看出，当 λ 一定时 W_A 与 W_T 的乘积为最大値时，发送效果为最大，这时候通訊系統的設計最适合。由(9.3)式可知，当通訊系統总重量一定时，W = 常数；故求得，只有当 $W_A = W_T$ 时，它們之乘积为最大値，此时的发送效果就最好。这一概念对于我們在飞行器的設計上是十分重要的，要求我們把总重量均等地分配于发射机設备及天綫之間，取得平衡而达到最佳效果。

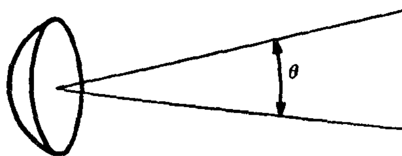


图 9.2　波束角

从(9.5)式还可以看出，当发送頻率越大(即 λ 越小)，那么，发送效果可以越好，但是实际上(9.5)式一般只能用到 10,000 兆赫(即 λ = 3 厘米)左右。其原因有二：一方面由(9.4)式可知 λ 与 θ 成正比，故 λ 变小，θ 角也随之变小。如果 θ 角太小时，则波束太狹，不易对准接收天綫，而影响通訊效果；如果要描准，那又必須增加飞船上天綫的定位装置，会加大重量。另一方面，因电源功率轉換为高頻訊号后功率的效率将急剧下降，所以 $P_T \sim W_A\lambda^n$ 中的 n，当 λ 小于 3 厘米时就要从以上所說的 $n = 1$ 增大，那么情况就发生变化，(9.5)式不能代表事实了。

§9.3 星际航行通訊中的噪声

一般对噪声的概念是各种頻率摻杂的声音，但更科学的分析噪声会发現它不光是頻率杂，有各种頻率的振盪相混合，而且每一个頻率振盪的相位也是不同的，无規

則的. 我們这里所指的噪声与此同类,只不过日常生活中指的噪声是声波噪声,而这儿的噪声是指人們听不見的电磁波噪声和接收机內部由热运动所产生的噪声. 在日常生活中,我們从經驗知道,要克服噪声的干扰, 就必須拉开嗓子,卽加大发送功率. 要想代表一定訊号的电磁波,在存在着噪声电磁波的空間传向接收天綫,就必須和規則声波在有噪声的空間中传播一样,提高訊号的发送能量来克服噪声的干扰. 自然,人們也在不断地研究和創造新的接收設备来降低噪声,以达到正确地完成通訊任务,而又可节省能量和設备,减輕設备的重量,提高星际航行效果.

具体要知道通訊所需要的功率,首先就要解决通訊受噪声的干扰問題. 那么,我們来研究一下噪声的来源及其強度. 下面就分别对几种噪声的影响进行闡述.

銀河系背景噪声 可見光波、热輻射波以及其他不可見无綫电波等实际上都是不同頻率和強度的电磁波. 这些电磁波沒有单一的頻率,对于我們通常通訊用的电磁波来說,就是噪声,它干扰着通訊过程. 对任何物体而言,只要它有溫度,那么,它就会同时发射各种頻率的热輻射电磁波,这都是噪声. 很明显,当我們将天綫对向天空时,就会收到各种頻率,不同強度的杂乱的电磁波. 这是因为天体背景上有許多星,它們都在不断地向外发射热輻射电磁波. 这种电磁波不单来源于发光的星,而也还有許多不发光的星. 它們发射的无綫电磁波,就是所謂銀河背景噪声,它是影响星际航行通訊的一个主要因素.

如果接收天綫向着一个黑体,黑体溫度为 T(°K), 那么,在 B 赫頻寬中噪声能量为

$$N = kTB = 1.380 \times 10^{-23} TB \text{ 瓦}. \tag{9.6}$$

k 是玻耳兹曼(Boltzmann)常数 $= 1.380 \times 10^{-23}$ 焦耳/°K. 黑体溫度 T 是指: 如果天綫波束角 θ 正好对着一个物体,而且所包括的范围正好是物体的大小,此时如物体溫度为 T_b,則这时噪声溫度 $T = T_b$, T_b 亦称等价黑体溫度或有效黑体溫度. 当天綫对准地球时,有效黑体溫度卽为地球表面溫度, 約 293°K; 在厘米波区域, 太阳的 $T_b = 6{,}000$°K; 在米波区域(100 兆赫),太阳的 $T_b = 10^6$°K,故可以說在一般情况下有效溫度 T_b 是随电磁波的頻率而变的. 如果天綫"看到"的目标直径为 d, 波束夹角仍为 θ (見图 9.3), θ 用(9.4)式計算,天綫与目标的距离为 L;目标有效溫度为 T_b;如果从目标外緣到 θ 波束所看到的范围的环形面积內沒有噪声,那么,天綫所"看到"的范围內的有效黑体溫度可用下式估計

$$T = T_b \left(\frac{d}{\theta L}\right)^2. \tag{9.7}$$

实际情况要比这复杂得多，因为天空的任何一个方向都有噪声存在，所以接收天綫不管对准任何方向都必然会有背景噪声。宇宙干扰的噪声源在天空分布是不均匀的，最强的非热噪声源分布在靠近銀河系中心的天蠍星座与人馬星座方向上。

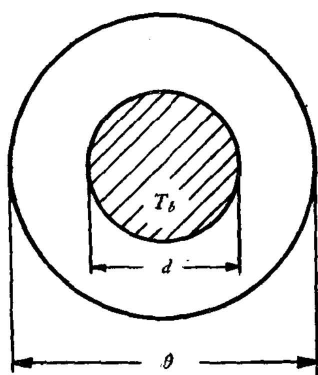


图9.3　单个物体的噪声

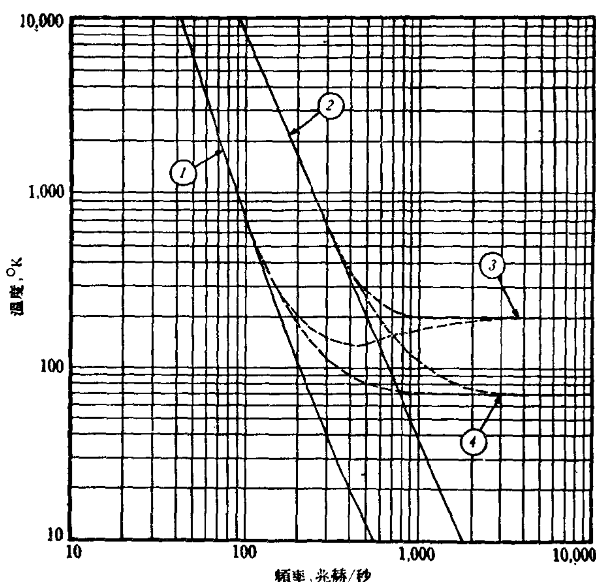


图9.4　噪声溫度(包括：銀河背景，大气衰減和天綫边瓣)
①根据"热点"溫度計算的銀河溫度；②根据最低銀河背景溫度計算的銀河溫度；③天綫水平指向时的噪声溫度；④天綫垂直指向时的噪声溫度。

地面大气散射及天綫环境噪声　地球是被一层很厚的大气层所包围着。太阳或銀河背景射向地球的光和其他电磁波，首先要經过大气层才能到达地面。当这些电磁波通过大气时，一部分射到大气的分子或原子上，就产生散射作用而形成許多噪声源，因而影响天綫的接收。不仅如此，由于天綫建立在地面上，而地球表面及表面的气体介質具有一定的溫度(約300°K左右)，也不断地輻射电磁波，这些电磁波也会对接收訊号电磁波产生干扰。特别是飞船方位接近地平綫时定向天綫也要指向水平，此时地球表面的輻射电磁波的影响就更大。由图9.4可以看出，当包含銀河背景，大气散射及天綫受地面輻射的影响对于接收頻率高于1,000兆赫时，垂直指向天綫的有效溫度約为70°K，而水平指向天綫的有效溫度則为200°K 卽說明水平指向受地面噪声影响大。

接收机內部的热运动噪声　上面已經闡述和基本上解决了外界噪声对天綫接收的影响。但是对整个接收系統來說还沒有完全解决問題。根据近代物理的观点来

看，所有的物質的原子，包括荷电的离子，都处在热运动状态中．自由电子的运动速度，由于电子間及电子与原子、离子間的碰撞，其大小和方向都在不断地、无規則地变化着．这些不規則热运动都不断改变着接收机的工作状态，从而使接收机在放大微小的电訊号过程中受到干扰，这种干扰就是接收机本身的噪声．由于科学的发展和科学家、設計师們的努力，对于接收及訊号放大設备都有了很大的改进，使系統的有效噪声温度不断下降，使得放大器系統几乎在絕对零度的条件下工作(見表 9.2)．所以为了降低接收系統本身的噪声，我們可采用参量放大器，量子放大器等，以降低接受器内部的噪声温度（可減到 30°K 以下）．但是，由于接收天綫在地面上受地面及大气散射噪声的影响，本身已有相当高的噪声温度，故效果不大(目前还不能降到 50°K 以下)．为了克服地面輻射及大气散射的影响，有人建議把接收天綫送出大气层外到高卫星軌道上去，这样就可以避免地面环境噪声的影响，其效果十分明显．如果在高空我們采用 1,000—10,000 兆赫的微波，则可使天綫的有效温度降低到 1°K．这时因采用参量或量子放大器就可大大地改善接收效果．所以这种作法对星际航行的通訊工作是很有利的．从上所述的情况看来，接收系統的效果好坏不但与天綫所处的环境、位置有关，而且与系統本身的性能有关，也就是与它們的噪声温度有关．由于接收系統是一个整体，要提高設备的效果，即降低其噪声功率就必須将各个部分結合起来考虑．也就是要求在設計时要把天綫、放大器和环境的噪声影响配合得很适当，才能提高整个設备的总效果．如果天綫由于受环境的影响而使其噪声温度較高，那么，我們单方面去追求降低接收机本身的噪声温度，收效是不大的．反之，我們不考虑設备本身的噪声影响，单純降低环境对接收的影响也是不必要的．对于目前还不能将較大的天綫送到高卫星軌道的情况下，对于采用地面的定向天綫水平指向时产生的噪声影响，可以用一个簡便的办法来減少这一影响．这个办法是在天綫場的周围围上鉄絲网来消除水平方向上产生的噪声影响．在这样的措施下利用目前的接收設备可以使噪声温度降到 50°K 左右，因而这时采用量子放大器可以保証整个系統有良好的接收效果．

表 9.2 各种微波接收机的噪声温度

微波接收机类型(厘米接收区)		噪声温度 T(°K)
晶体混频器，	$\lambda<1$ 厘米	10,000
晶体混频器，	$\lambda>5$ 厘米	1,500
行波管放大器，	$\lambda>5$ 厘米	750
参量放大器，	$\lambda>5$ 厘米	100
量子放大器，	$\lambda>5$ 厘米	10
将来改进量子放大器		3

§9.4 信 息 率

信息率是信息論的基本概念之一，所謂信息論就是消息传递的理論．它是近代

通訊技术的理論基础，也是研究消息在干扰存在时的传递規律．对于科学技术的各个領域，如无綫电通訊、有綫电通訊、雷达、自动控制及遙測控制、計算机技术等都具有很重要的意义．我們在这里将应用信息論的結果来研究星际航行中的通訊問題．

信息是通訊系統传递的对象．通常是发送机把信息变成为相应的訊号，然后沿通訊綫路送至接收机．这种变換过程在一定程度上由所使用的通訊綫路的特性来决定．通常可分为三个步驟，第一步是将原始信息变换为电的量，第二步就进行編碼，最后进行調制，由专門的調制系統来完成，其調制的方法是通訊系統最显著的特征之一．經过以上三个过程之后，从发送机送至通訊綫路的是一种反映信息的訊号，而在通訊綫路的另一端由接收机将訊号还原为信息．这样就完成了一次发送．其过程可参看图 9.5．

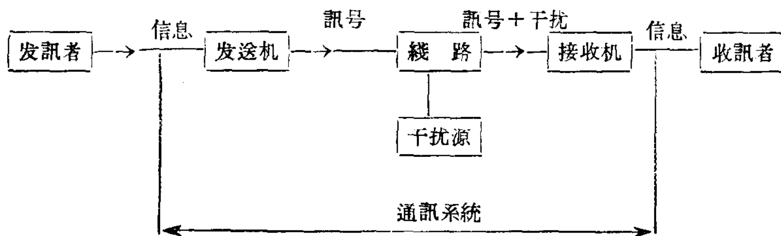


图 9.5 通訊系統方框图

由此看到，同一个信息用各种不同的通訊系統都可以传递．而只是在所要传递的信息量与通訊系統的通路容量相适应的情况下，传递效率才高．所以說通訊系統最主要的特征是信息的通过能力．也就是該系統在保証必需的传递精确度的条件下，单位时間所能发送的信息数量，即我們所要研究的信息率．

那么到底用什么单位来計算信息量呢？要解决这个問題我們必需說明：信息是一种选择，是这样不是那样，是白不是黑，是上不是下，是开不是关等．在一个接一个的选择之后，事物就确定了，也就是信息被表达出来了．每一个选择可以用一个二进位数字表示，每一个二进位数字就名为比特(bit 即 binary digit)，所以信息量是以比特計的，而信息率为每秒的比特数，即比特/秒．

我們的問題是：需要多大的功率来传递出一定的信息率？在前面我們說过，生活經驗告訴我們，在噪声大的地方說話必須多用气力，所以我們的感性知識是传递信息的功率与噪声功率有某种关系，也可以說传递信息是与噪声作斗爭的过程．在約十几年前建立的信息論把人們长期以来的生活实践經驗和电訊工程师的經驗总結成为一种理論，得出信息通道頻寬 B (赫)、接收到的功率 P_R、噪声功率 N 与信息率之間的

量的关系．理論給出的是理想信息率 I_0 即最大可能的信息率，也就是当信息通道用得最好时的信息率．它可作为标准来比較各种不同的通訊系統实得信息率的大小，也可以比較各种实际通訊系統的好坏，并指出我們离理想还有多远，将来还可以提高多少．

根据信息論的分析，理想信息率 I_0 应是

$$I_0 = B \log_2\left(1 + \frac{P_R}{N}\right). \tag{9.8}$$

其中 I_0 的单位为比特/秒；因为比特是二进位数字，所以其对数是以 2 为底数；B 为信息通路中的頻带寬(赫)；N 为在頻寬 B 中的噪声功率(瓦)；P_R 为有用訊号的平均功率即接收到的功率(瓦)．公式指出信息率是訊号功率 P_R 及噪声功率 N 之比的函数，即传递一定信息率就要求当 N 大 P_R 也得随着大，这完全符合我們的感性認識．公式也表明信息率 I_0 与通訊用的頻带寬度 B 成正比例，这就是說如果我們的通訊只用一个絕对单一的頻率，那么頻带寬度将等于零，而信息率 I_0 也将等于零，即无法传递信息．这是怎么一回事呢？我們想一想就会明白：如果光有一个单一的頻率，那么訊号将是单調的連續不断的振动，而且也沒有振幅的变化，如图 9.6a，我們从日常的感

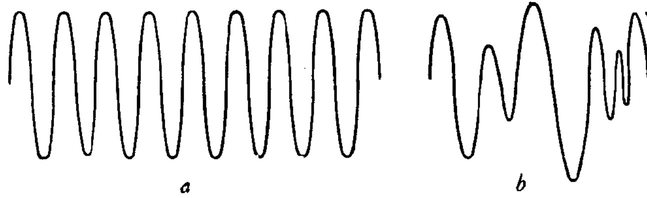


图 9.6 无振幅变化和有振幅变化的电磁波

性認識就知道，这种单一音調，強弱不变的声音是沒有內容的，是枯燥的，即是无信息的．如果要振幅有变化，象图 9.6b 那样，那么振动实际就不是絕对单一的頻率，还有振幅起落的变化頻率．如果頻带寬度 B 越大，那么变化的可能性就越大，传递信息的能力也就越大．这就是公式(9.8)的浅略解释．从公式(9.8)可以看到当增加頻寬 B，及訊号与噪声功率之比就可以提高信息通路的信息率．如果 $\frac{P_R}{N} < 1$，那么对数部分

$$\log_2\left(1 + \frac{P_R}{N}\right) = 1.442 \ln\left(1 + \frac{P_R}{N}\right)$$

可以展开，这时公式(9.8)就变成为

$$I_0 \cong 1.442 B \frac{P_R}{N} \text{ 比特/秒}.$$

由公式，(9.6)，$N = 1.380 \times 10^{-23} TB$ (瓦)，則上式为

$$I_0 \cong 1.04 \times 10^{23} \frac{P_R}{T} \text{ 比特/秒}. \qquad (9.9)$$

其中 P_R 为接受功率，以瓦为单位；T 为有效温度，以 °K 为单位.

公式 (9.8) 只給出了一个理想情况下的最大信息率. 而实际的通訊系統的通訊量是低于最大信息率，其值取决于下面二个因素：一个是要传递的訊号是怎样放入信息通路中去的，也就是采用了什么样的調制系統. 如对无綫电通訊可以采用調幅、調頻及調相的系統，也可以采用其他更复杂的系統. 而不同的調制系統，加入訊号其传递效率是不同的. 也就是說調制的方法决定了通訊系統的效率. 另一个因素为訊号是如何进行編碼的，所謂編碼就是組合的选择，而組合由不同的訊号单元构成，实际上編碼的問題是一个如何利用原来信息的特性，尽量压縮要传递的信息量而又不失眞. 这个可能性是存在的，因为自然的信息有或多或少的"废話"，即不必要的信息. 所以实得信息量除了公式里已表出的基本限制因素以外，同时还受調制方式和編碼方法的限制.

我們用最老式的調制方法卽調幅法时，其眞正的信息通路的信息率为理想情况下的最大信息率的千分之一. 当采用調頻系統时，其眞正的信息率为理想情况下的最大信息的几十分之一. 当采用新的反饋調頻系統时其眞正的信息率为最大信息率的 1/2～1/4. 所以当我們用現有最佳的調制系統，眞正通訊道的信息率为最大信息率 I_0 的約 1/3.5. 对于星际航行中的通訊系統还可以进一步研究，提高其信息率，使它更加接近于理想情况下的最大信息率.

为了使我們明了各种不同的編碼方法对通訊量的影响，我們在表 9.3 中列举出三种編碼方法下的各种通訊工作所需的信息量.

表 9.3　各种通訊中所需要的典型信息率(比特/秒)

	直接传递	"綫性預卜"	复杂編碼
有色电視	7×10^7	$\sim4\times10^7$	$\sim10^6$
黑白电視	4×10^7	$\sim2\times10^7$	$\sim10^5-10^6$
传递言語	7×10^4	$\sim4\times10^3$	$\sim10^3$
电传眞	2.4×10^3	$\sim10^3$	$\sim10^2$
英語电报編碼(每分鈡 20 个字，每字 27.5 比特)	10	～8	～2
气象資料(温度在 100°C 范围内准到 1°C)	0.1	～0.01	～0.001

所謂直接传递就是不經过編碼把訊号送入調制系統中去. "綫性預卜"是利用信息中各单元之間存在的內部联系，当掌握了信息传递有連續性的規律时，就有可能預

先估計信息中的下一单元是什么，也就降低了眞正新的信息量，从而压縮了信息量．第三种編碼方法是复杂的編碼系統，是指預知信息的統計性質，不光是象"綫性預卜"那样估計信息的下一单元，而是統观上下文，根据上几个单元来估計下几个单元的情况，这样如表 9.3 所示，其信息量可以更进一步压縮．

§9.5 量子效应

在无綫电通訊中的基本物理过程是一个电磁波的传播过程．而电磁波的传播是电磁波量子以光速的运动过程．量子是一个很微小的能量粒子，它本身是具有統計性質的．当訊号很弱而噪声很大时，就应特别注意量子效应对通訊的影响．量子效应与一个单位頻寬里所接收到的量子数有关．当訊号很弱时量子数較少，那么量子运动的統計性質就显示出来了，发生实际接收量子数的不規則涨落(就如当一个容器里的气体非常稀薄时，每单位容积中的分子数不多，那么由于分子热运动的統計性質，瞬間单位容积中分子数有不規則涨落)，这样就会造成混乱，其訊号的传递受到干扰，即所謂量子效应的噪声或"量子噪声"．为了不发生量子噪声，每赫頻寬的量子数必須大于 10．

設 f 为以赫为单位的电磁波的頻率．而每一个頻率为 f 的量子所具有的能量为 hf，h 为普朗克量子常数．如果 M 为每秒的量子数，则接收到的功率应是每秒量子数乘每个量子的能量：

$$P_R = Mhf = 6.62 \times 10^{-34} Mf \text{ 瓦}. \tag{9.10}$$

对于通訊所要求的是单位赫頻寬里的量子数为 $m = \frac{M}{B} > 10$，则由(9.10)式得

$$M = \frac{10^{34}}{6.62}\frac{P_R}{f} = \frac{10^{34}}{6.62} \times \frac{P_R}{\frac{c}{\lambda}} = \frac{\lambda P_R \times 10^{34}}{6.62 \times 3 \times 10^{10}},$$

由公式(9.6)

$$B = \frac{N \times 10^{23}}{1.380}\frac{1}{T_e},$$

所以

$$m = \frac{M}{B} = 0.695\lambda T_e\left(\frac{P_R}{N}\right) > 10.$$

这里 T_e 为有效溫度，以 °K 計；λ 为波长，以厘米計．

当有效溫度低和波长很短时，就有产生量子效应的危险，故要在以上的限制条件下来选择 λ 和 T_e 的数值，以避免"量子噪声"的产生．

§9.6 星际通訊的設备要求

为了使我們对以上公式的应用有进一步的了解，因此举出下例进行具体的計算．当接收和发送效率的乘积为 $\eta_T\eta_R = 0.5$，在星际飞船上的发送天綫的直径为 2 米（这与苏联发射的金星火箭上的天綫相同），接收天綫的直径为 100 米，波长 $\lambda = 10$ 厘米，頻率 $f \cong 3{,}000$ 兆赫，发送与接收之間的距离 $L = 4$ 亿公里，发送功率 $P_T = 1/4$ 瓦时，则

$$P_R = \frac{P_T\eta_R\eta_T A_R A_T}{L^2\lambda^2}$$

$$= \frac{1/4 \times 0.5 \times \pi/4 \times 10{,}000^2 \times \pi/4 \times 200^2}{10^2 \times 4^2 \times 10^{16} \times 10^{10}} = 1.93 \times 10^{-18} \text{ 瓦.}$$

如果 $B = 20$ 赫，而 $T_e \cong 200^\circ\text{K}$，那么

$$N = 1.380 \times 10^{-23} T_e B = 1.380 \times 10^{-23} \times 200 \times 20 = 5.520 \times 10^{-20} \text{ 瓦,}$$

因此

$$\frac{P_R}{N} = \frac{1.93 \times 10^{-18}}{5.520 \times 10^{-20}} = 35,$$

则

$$I_0 = B \log_2\left(1 + \frac{P_R}{N}\right)$$

$$= 1.442 \times 20 \ln(1 + 35) = 28.84 \times 3.58 = 103.2 \text{ 比特/秒.}$$

如果采用了現时最好的調制系統，其实际的信息为：

$$I = \frac{I_0}{3.5} = \frac{103.2}{3.5} = 29.5 \text{ 比特/秒.}$$

根据表 9.3 这样大小的信息率是足够用来打电报．我們也可以用具体数字驗証公式(9.10)的条件是被滿足的，不会产生量子噪声．

由前知道，发送机、接收机及調制系統是星际通訊系統的构成部分．这些設备的作用效果可以归納在图 9.7 里．图 9.7 中表示出目前的星际通訊系統所能取得的，或者至少可以預見到的信息率作为至星际飞船的距离的函数繪出．图 9.7 中的曲綫是假定相应于飞船天綫和飞船发送机之間最合理的重量分配，以及假定在接收机中使用了最好的参量放大器，还假定了接收机天綫面积和发射系統重量之間的几种組合方法，这几种組合方法代表了用于几种星际航行中的情形．图中的信息率为理想信息率 I_0．从这些曲綫中可以明显的看出，对低空飞行卫星和卫星式飞船来說，可以传递大量的信息．例如，在重量为 4.54 公斤的发送机和天綫系統中，就有可能从 805

公里高空軌道上的卫星上把电視照片传送到地面上直径为 18.3 米的天綫上。又如以 90.8 公斤重的发送机、电源和天綫，在 24 小时的卫星軌道上，对地面上一个直径为 18.3 米的天綫每秒鈡能够传递 10^9 比特信息。这是在近 100 路电視中所包含的信息。

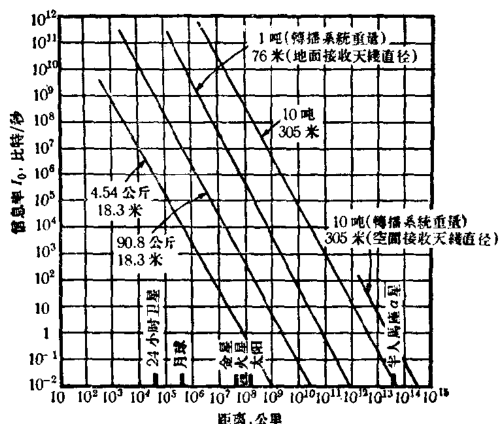


图 9.7　星际航行通訊系統的性能

另一类問題是星际飞行及对月球的探測。以一个 90.8 公斤的系統，可以从月球把电視照片或每秒 10^7 比特的信息发送到地面。如果发送机-天綫系統只能有 4.54 公斤，則每秒的最大传递率降低到 10^4 比特。如果用一个无方向性的天綫，則一个 4.54 公斤的系統所能传递的最大信息率就下降为每秒 100 比特。

第三类星际飞行是对金星和火星的探測。在这种飞行中，一个 4.54 公斤重的系統，以最佳的发送机和天綫，每秒只能传递一比特的信息；然而用一个 90.8 公斤重的系統，在地球与金星或火星之間最短的距离內，其信息率达到每秒 1,000～1,500 比特的数量級。如果信息是从一个围繞着金星或火星运轉的卫星上发出的，用一个 90.8 公斤的发送机，只要地面上应用直径为 76 米的天綫，在火星整个軌道上都可以传递每秒 100 比特的信息。要在任何位置上，从金星或火星的卫星上传递更多的信息，就必須有一个比这更好的通訊系統。例如，在金星的最远位置上，以一个十吨重的最佳发送系統，对地面一个直径为 304.8 米的接收天綫，每秒可传递 5×10^8 比特的信息。

最困难的通訊要算是对恆星际探測体的通訊。即使以一个10吨的传递系統和一个直径为 304.8 米的地面接收天綫，也刚刚能对距离最近的星，人馬座的 α 星进行跟踪探測。在这样大的距离上信息率是很低的，每秒只有百分之一比特，而对振盪器稳定性的要求又很高，約在 10^{-12} 左右。因此，严格說来，在目前的技术水平下，还不能进行这种飞行。但有人这样設想，把接收天綫安置在一个围繞地球运轉的卫星上，此卫星的高度須使地球表面产生的热量对天綫中所接收到的能量影响很小，其量子放大器固有的低噪声性能就可充分发揮出来。如果这是可能的話，則可以在飞船上用 10 吨重的最佳发送系統，并在离地很高的卫星上設一个直径为 304.8 米的接收大天綫，这就可以約为每秒一比特的信息率提供对于人馬星座的 α 星的信息。从这里可以看出，在恆星际距离中进行通訊还存在着大量的問題，有待于今后継續研究来解决。

§9.7 地面接收天綫

从上一节我們看到星际航行所需要的地面天綫是十分庞大的，建立这种大天綫也就成为无綫电技术中的一个新而困难的間題．要决定地面接收天綫的类型，首先应决定工作的頻率，同时必須使用能在較寬的頻率范围內工作的天綫．由于具有广大有效收集面积的多元的天綫陣，其頻率是固定的，所以不好用，不如用对頻率不敏感的抛物面天綫．而且，由于要在很大的角度里跟踪星际飞船，而天綫陣方向性是固定不变的，只有选择可以轉动的抛物面天綫才能滿足各方面的要求．在适合于进行星际通訊的天綫中，已知可以提供使用的、最大的天綫是在英国 Jodrell Bank 地方，直径为 76 米的天綫．設备相当大，其重量在几千吨左右．抛物面是支在一个有两个垂直支柱及一水平軸所构成的支架上(見图 9.8)，而支架可以沿地面的圓形軌道繞垂直

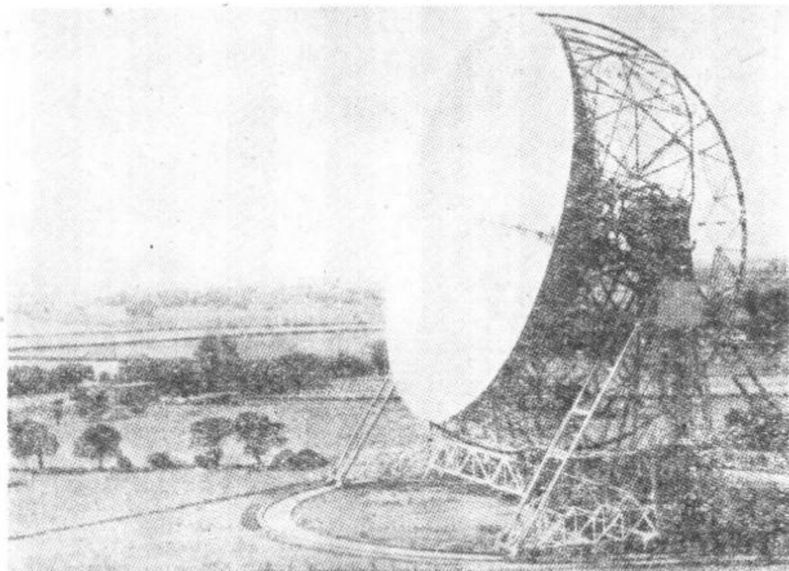


图 9.8　英国 Jodrell Bank 天綫

軸旋轉，同时抛物面还可以繞水平軸摆动，以这来对准发送的方向，而且保持高度的准确性．实际上这样一个接收天綫的設备就是一个射电天文望远鏡，其精确度的要求也是同样的，它也可以作星际飞船跟踪雷达的天綫．

这种抛物面天綫一方面要大，而另一方面还要保証抛物面有很高的准确度，在任何情况下变形小，这才能把电磁波收集起来，集中到焦点，送入饋电器(饋电器是連接天綫与发送机或接收机之間的电能传輸設备)，不然增加天綫尺寸也不能收到应有的

效果；这就必須使結构的实际变形保持在波长的十六分之一以下．如果波长为 30 厘米，天綫直径为 200 米时，最大允許变形为直径的 1/10,000，卽拋物面的精度为万分之一．而且这种几何形状的精度，卽便在各种温度变化及风力作用下也得保持．在不太大的天綫，如英国76米直径的天綫还可以用加強結构的办法来做到，但如果直径超出 100 米，估計光是加強結构就会使整个天綫更加笨重，从而带来了轉向的困难．所以 100 米直径以上的天綫，必須用自动作用的活动支撑，来对拋物面的形状作必要的补偿及修正．这样一来，天綫本身就是一个非常复杂的巨型装置．这就好象盖一座四十层的大楼，而又要大楼是自由上下左右地轉动，并且在运动中及大气中自动地調整其外形，最大变形不超过 2 厘米，它簡直是一座庞大的精密机械．美国在西弗吉尼亚州山区中建的天綫卽屬这种类型，其天綫直径为 180 米，所使用的材料就有約 2 万吨鋼和鋁．計划在 1962 年建成．

从以上可以看出星际航行中的通訊技术是一門复杂的科学領域，它包括了无綫电电子技术中最尖端的部門，需要很复杂高精度而且很庞大的設备．同时也是星际航行中不可缺少的一部分，它必将随着星际飞行的发展而发展，为星际航行提供更良好的条件．

§ 9.8 卫星式通訊中繼站系統

有人也想到利用人造卫星作为无綫电通訊的中繼站，因为現代的火箭技术有可能把一个足以作为反射器的結构，送入卫星軌道上去；也就是用人造卫星作为无綫电訊号的反射器，那么就可以用很短的波长如 10 厘米的电磁波在更广大的地面內进行通訊（見图 9.9）．由于在接近地平綫附近，地球大气引起的传播异常現象对通訊有影响，故采用高軌道卫星較为好．另一个原因是因卫星在不断的运动，这样要提供几乎不中断的传递訊号就成为不可能．要得到連續传递，必須使用多个卫星作为中繼站．所以最理想的是采用一个不动的卫星作为中繼站，因此也促使我們不采用低軌道卫星，而采用高軌道卫星作为中繼站．如果有了足够准确的导向設备以及調整軌道高低和位置的长寿命的方法时，就有可能使用在周期为 24 小时的軌道上的“固定”中繼站．这对于通訊是很有利的．就目前而論，認为卫星式无綫电通訊的中繼站可能有四种类型，其特点可参看表 9.4．所謂被动的中繼站，实际上就是一个电磁波的反射器，把地面发送站的电磁波反射到地面接收站上．而主动式才是眞正的中繼站，先接收从地面发送站来的訊号，然后发射到地面的接收站上去．可以看出，主动型的中繼站收发机有限定的作用范围和限定的頻带寬度．因此，只能同时用于有限数量的

独立訊号．但主动型的中継站能量較集中，只要較小的地面天綫．另一方面对于寬頻带的使用而言，大型天綫和大发送机功率是有一定优点．当用被动型的中継站时，只能反射电磁波，可用的带寬几乎是无限的；它实际上为一綫性装置，即能使用許多頻

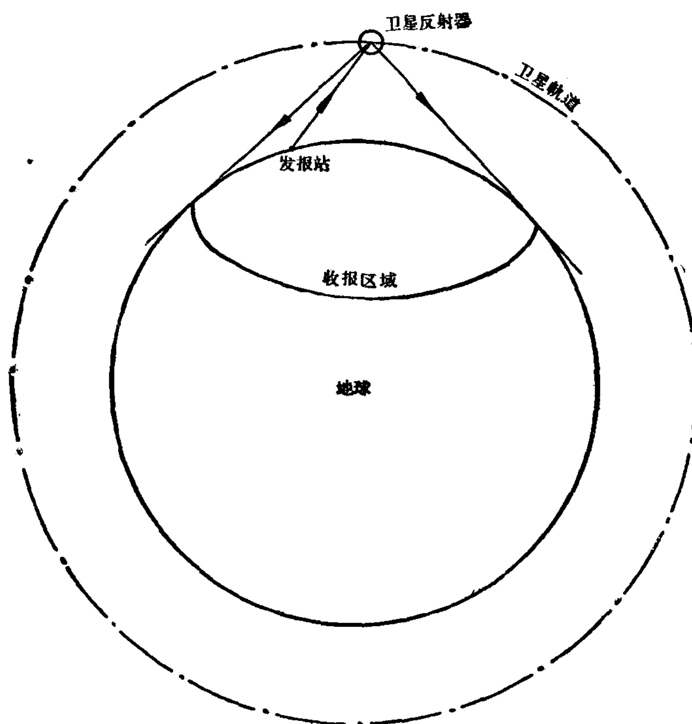


图 9.9　利用人造卫星作无綫电通訊的中継站

率和不同功率，在許多不同收发点进行多路通訊而不发生串話．但它所需的地面天綫較大．对于高軌道卫星中継站其天綫是固定的，因为方位要稳定，故其上面的設备是相当的复杂．总的来看，卫星式的无綫电中継站是具有一定的优点，但目前还有許多問題尚待研究，故还沒有能建成一个卫星式无綫电通訊中継站；但它的可能性是存

表 9.4

軌　道	中継站的形式	
	被动的(反射器)	主动的(接收后，再发送)
低軌道 (周期为 1—3 小时)	最簡单的是一个表面噴有金属的塑料气球，直径約为 30 米． (地面有：大型可轉向的天綫)	載有輕型微波发送設备和电源及低定向性的天綫． (地面有：中型可轉向的天綫)
高軌道 (周期为 24 小时)	方位稳定的反射器(平面反射器)． (地面有：特大的固定天綫)	載有重型微波发送設备及电源和高度定向性的天綫，方位稳定． (地面有：固定中型或小型的天綫)

在的,实現它只是一个时間早晚的問題.

§9.9 电磁波传播問題

我們在以上各节里还沒有談到通訊用电磁波在空間的传播間題. 传播問題有几个方面:如波的多普勒頻移,波由于传播中受介質的吸收而衰減,波的极化或极化角受传播介質的作用而偏轉,电磁波与地球磁場的作用,以及波在传播介質中的折射. 在这里我們将只闡述一下电磁波的折射問題,因为这将影响通訊的可能与否,是个比較重要的問題. 电磁波的折射主要是由于地球上层大气中的电离层(見第一章§1.4),在那里存在着电子. 所謂不同的电离层就是在每一层的中間出現一个电子浓度的峯; E 层的峯值不太大,約为 5×10^5 个电子/厘米^3; F_1 层的大些,約为 1.0×10^6 个电子/厘米^3; F_2 层的峯值最大,約为 1.8×10^6 个电子/厘米^3. 因此为了把問題簡化些,也可以略去細节,把电离层看作是一层,从約 100 公里高度开始,电子浓度逐漸上升,到 300 公里高度左右达到最高值,再高电子浓度又下降. 我們就来研究这样一个电离层模型对电磁波的折射. 我們也将忽略一切偏离球形的影响,把地球看作是一个圓球,簡化了的电离层是一个球形壳,这样整个問題就有了球对称性,我們可以把問題限制在包含发报点、收报点及地心的平面中,在这个平面中分析間題(見图9.10).

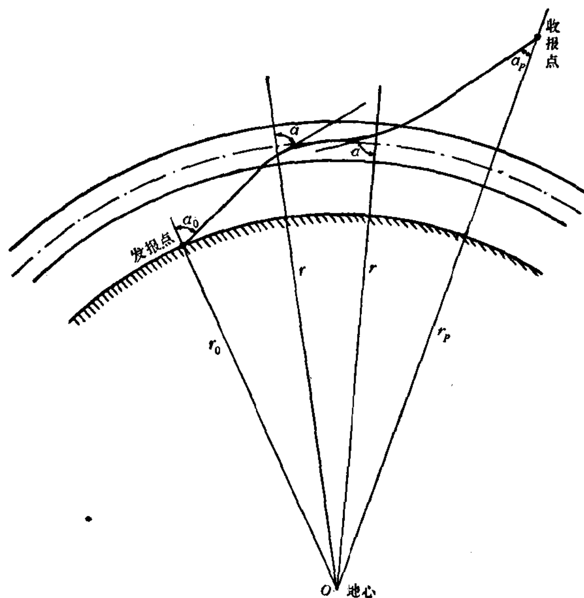


图 9.10 地球电离层的折射

令 r 为电磁波传播綫上任意一点到地心的距离,α 为传播綫与当地垂直方向的夹角,那么电磁波折射定律为

$$r\mu\sin\alpha = r_0\mu_0\sin\alpha_0. \tag{9.11}$$

下标 0 代表发报点的数值,而 μ 为折射指数. 如果电磁波頻率在 20 兆赫以上,則

$$\mu^2 = 1 - (f_0/f)^2. \tag{9.12}$$

其中 f 为电磁波的頻率,而 f_0 为由电子浓度 N(电子/厘米^3)所計算出来的等离子体

頻率，即

$$f_0^2 = \frac{1}{4\pi^2}\frac{Ne^2}{\varepsilon_0 m} = 0.806 \times 10^8 N. \tag{9.13}$$

e 为电子电荷，m 为电子質量，ε_0 为真空介电常数．如果电子浓度为零，那么 $f_0 = 0$，$\mu = 1$，这样我們可以从公式(9.11)中推出 $r\sin\alpha = r_0\sin\alpha_0$，那么如图 9.10 所示，传播是沿着直綫进行的．但在电离层中，电子浓度不等于零，因此就有折射．

我們首先来看一下从地面发报的情况．总的情况可以用图 9.11 来表达．图中

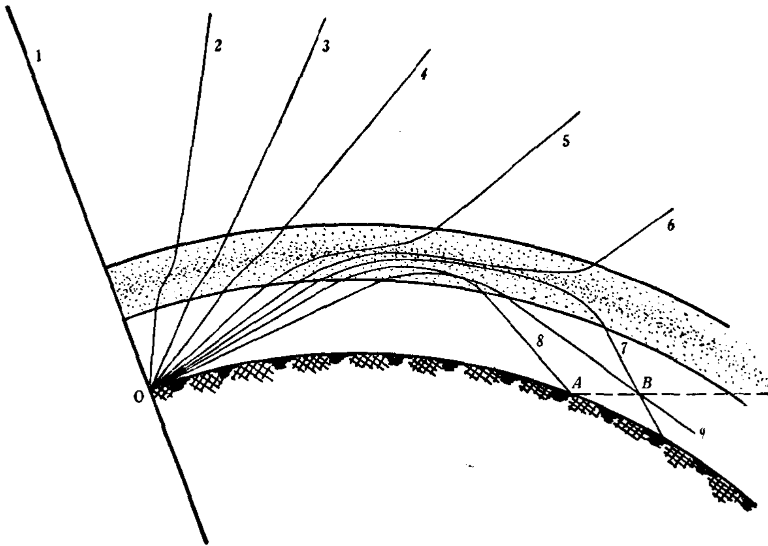


图 9.11　地面发报点，发出电磁波(比較低頻)被地球电离层折射的情况

1 綫代表垂直发送，$\alpha_0 = 0$，那么公式(9.11)得出 $\alpha = 0$，即无折射問題．2、3、4 綫代表傾角逐渐减小时的情况，折射的影响也就逐渐明显．如果发送方向的傾角再減小，那就发生象 5、6 两綫的情况，电磁波束一出电离层，就很快地发散；这就是說即便在地面发送站的波束很窄，出了电离层也会变寬，这就使訊号減弱．这种減弱訊号的机制是由于电离层的折射，是我們在以前各节中所沒有講到的．但如果不出电离层，5、6、7 三綫表示波束还是压窄的趋势，訊号还可以加強，这也是电离层折角的效果．如果发送方向的傾角再減小，那就产生 7、8 两綫的情况，訊号不能透过电离层；所以对在电离层以上的人造卫星或卫星式飞船来講，有一个与地面站通訊的最大距离，大于这个距离就接不到訊号，不能通訊．值得注意的是：8 綫联系到地面收报的最近点 A，如果我們再压低发报方向，地面收报点反而离发报点更远！如 9 綫．这也就指出在一点 B，同时有三条綫通到发送点 O，两条直接綫 7 及 9，一条反射綫 8．O 到 A

之間为地面无訊号区．如果电磁波的頻率比較高，那么从公式(9.12)可以看出 μ 接近于 1，即折射作用弱，波不容易反射，在傾角还沒能小到招致反射以前就可能先已經发生传播綫切于地球表面，如图 9.12 所示． 这也就限制了发报点与收报点之間的距离．

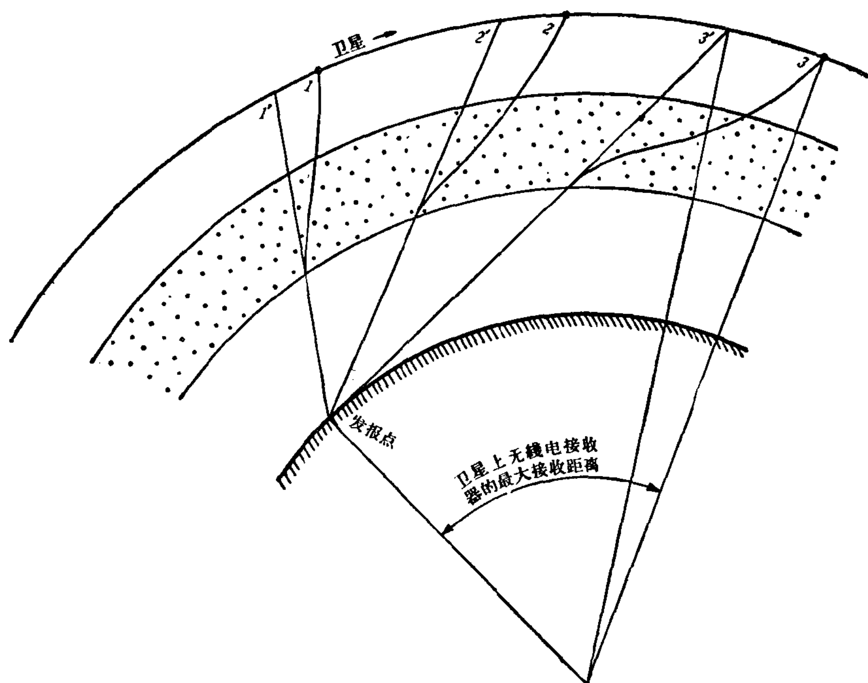


图 9.12 地面发报点，发出电磁波(比較高頻)被地球电离层折射的情况

如果发报点在电离层之上，那么情况就如图 9.13 所示． 这里也有一些能比較直接穿透电离层的綫，如 1、2、3、4． 但到了 5、6、7 等就受到更強的折射影响而散布到地球表面广大区域，訊号強度也就大大削弱． 所以虽說在发报点的地球阴影地区也能收到訊号，但是訊号很弱． 8、9、10 綫代表跳去电离层的传播綫；而 11 綫为外切电离层的方向，发报方向傾角再減小就不再与电离层起作用了． B 点代表一个值得注意的情况：在那儿可以有三条綫通向发报点 O：两条綫由电离层反射来的，而另一綫是直接通向发报点 O． 如果我們使用的頻率較高，折射的作用就比較弱，那么就可以出現如图 9.14 所示的情况，即出現 ABA' 的无訊号区．

从以上的介紹可以看出电磁波传播是一个复杂的問題． 就以折射而論，一方面它使得訊号強度的計算复杂化，但另一面它也指出，如果我們使用不太高的頻率，那么就可以利用电离层折射来扩大通訊区域，从而減少地面站的数目． 后一点对地面

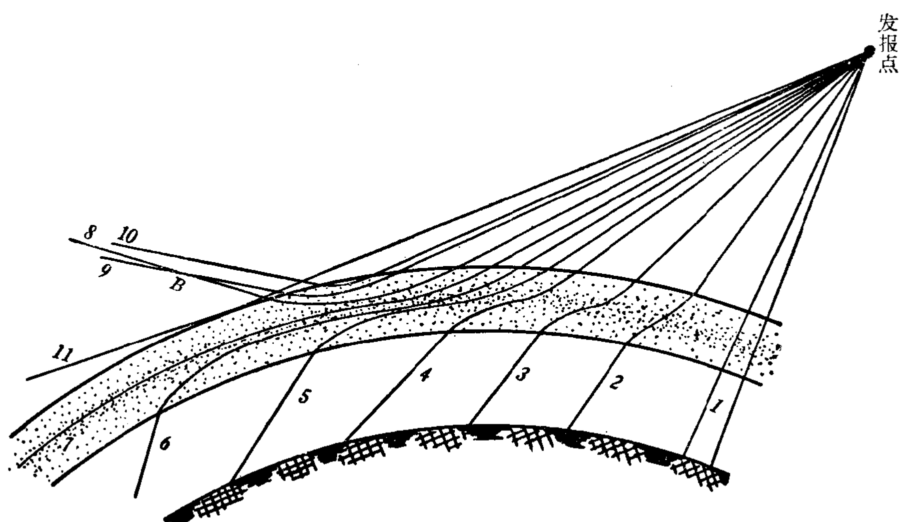


图 9.13　电离层上发报点，发出电磁波(比較低频)被地球电离层折射的情况

与人造地球卫星及卫星式飞船之間的通訊来說，尤其显得重要；这也說明为什么如表9.1所示，苏联在这类星际飞行器上用的频率不高．总之，电磁波传播問題是星际航行技术中的又一个要深入研究的問題，我們在上面所說的还是用了簡化的球对称假設，实际上地球上各地的电离层不是均匀的，这又引入了新的因素；但是另一面也要看到解决問題的理論和資料是具备的，我們所要做的是利用近代計算技术进行大量的具

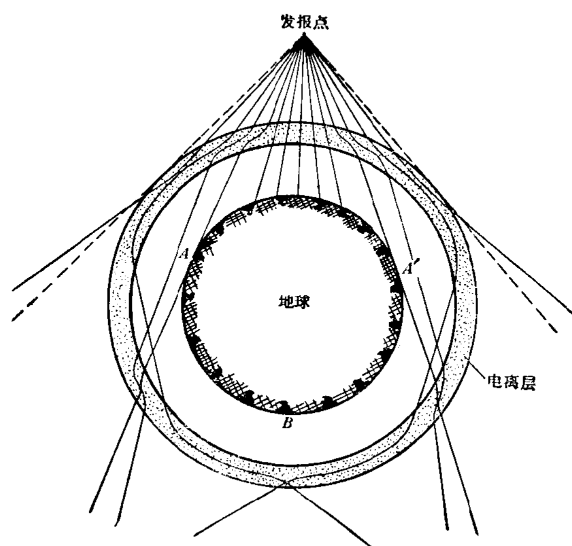


图 9.14　电离层上发报点，发出电磁波(比較高频)被地球电离层折射的情况

体計算和分析.

§9.10 光波通訊

从一般通訊公式(9.1)中可以看出：如果我們縮短波長 λ，我們就可以提高接收功率与发送功率之比，这就提高了通訊的效率. 或者从另外一个角度看，保持 A_T/λ^2 的比率，那么縮短波長 λ 就能減小抛物面发送天綫的尺寸，也就是在保持通訊效率的前提下減輕重量，所以縮短波長对星际通訊来講总是有利的，問題在于能不能产生波長很短的、而相位又有規律的电磁波，然后再通过調制这种电磁波而把信息加上去. 一般的单色光源，从波長来說是很短的，不到 1 微米，也就是不到 3,000 兆赫无綫电波波長的十万分之一；但是它的相位是杂乱无章的，可以說完全是一种噪声，而且即便名义上是单色的，实际上它的頻率范围还是太寬. 所以一般的光源虽說是一种波長很短的电磁波，但并不适于作远距离通訊用.

这种情况在近几年已有了变化，物理学家創制了光量子放大器，它能把一般光源的那种杂乱无章、頻带很寬的光濃集到一个很窄的頻带內，而且产生出来的光束，具有相位一致、方向一致、偏振一致的特点，也就是我們得到眞正象无綫电波那样的光波束. 例如用一类螢光晶体(如紅宝石)为工質，就能制成这种光量子放大器，它能把本来波長分布在 800 埃(1 埃 $= 10^{-8}$ 厘米 $= 10^{-4}$ 微米)区域內的光能濃集到波長分布在 1/10 埃以內，而波束寬度只有 1/10 度. 有了这样的光束就給星际通訊带来了完全新的可能，开辟了高信息量、远距离通訊的光輝前景. 在这种通訊系統中，我們可以直接利用太阳光作能源来激发光量子放大器. 根据这些設想来計算系統的性能，发现我們将不但能实现高信息量的太阳系中的星际航行通訊，而且也有可能实现将来的恆星际中的宇宙航行通訊. 自然，眞正实现这种使用光量子放大器的通訊系統，还需要作大量的研究工作，要更进一步压縮光束的寬度，要解決調制頻率的問題，要解決加載信息即調制的問題. 有人估計，这都将在近十年左右得到解決；那将是星际航行通訊技术的一个大发展.

第十章 再入大气层

§ 10.1 人造卫星或星际飞船的降落問題

在前面的章节中，主要是解决人造卫星或星际飞船的发射和运行問題. 但是随着星际航行技术的发展，进一步的問題就是載人飞船飞出地球大气层或到太阳系的其他行星去. 这样一来就給人們提出一个新問題，就是飞船如何在地球或其他星面上降落問題. 而也只有当降落問題从理論和实际上得到解决之后，人們才能够乘上飞船到地球之外去旅行. 显然，等到将来星际航行事业高度发展的时代，这些問題将会变成和現代航空一样寻常的事.

我們知道，不論是卫星或星际飞船，都是以相当高的速度繞地球运动(大約等于第一宇宙速度)或以更高的速度（速度达第二宇宙速度以上)接近地球或星球. 为了使飞船降落在地面上，必須減低它的运行速度；因为当它以等于或大于第一宇宙速度飞行的时候，它是永远不会落到地面上来的. 在发射飞船时是一个加速过程，即是要让飞船在运載火箭的推动下，由靜止到运动，由低速到高速，最后达到飞行的目的. 而降落过程实际上是发射的逆过程，即是要使高速飞行的飞船减速，最后降落在地面上. 很显然，我們完全可以利用与飞船飞行方向相反的火箭沿着发射軌道及过程进行減速，沿发射軌道逆向降落到地面上. 图 10.1 即表明了起飞与回地的两个方向相

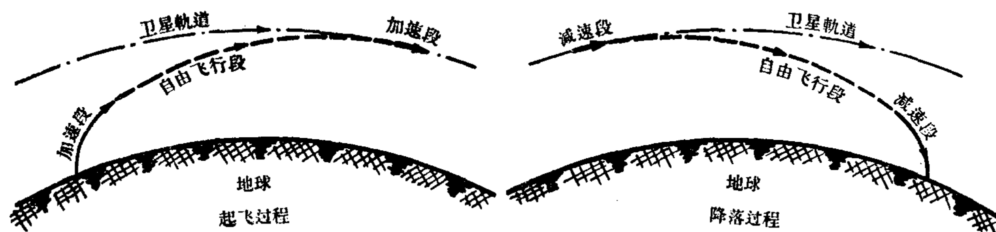


图 10.1 用火箭推力制动的軌道

反的軌道. 这里应当指出，如果飞船是在沒有大气包围(或大气非常稀薄)的星面上降落，如在月球上降落，这也許是一个唯一可行的办法. 但是对于有大气层的星球(如地球、火星等)上降落，这确是一个原始的、而且十分不經济的办法. 因为，要把一吨重的卫星从地面加速到 8 公里/秒的速度，則运載火箭的起飞重量約需 100 吨. 所以要使卫星沿起飞路綫相反的方向，由卫星軌道降落到地面，要求的減速运載火箭之重

与卫星本身重量之比为 1 : 100. 因此，很容易看出，当要发射一地球卫星并降落到地球上，那么，降落到地面上的有效負載将为起飞时运载火箭总重量的 1/10,000. 显然这种办法是十分不經济的.

更好的办法則是利用地球表面大气层的空气阻力来使飞船减速，这种办法确实是比前面的办法經济得多. 它的减速过程是这样的：首先，让卫星或接近地球的星际飞船，用一小段推力，使它的軌道朝向大气层，这以后不再用火箭来减速，由于飞船以一定速度在空气中飞行，而受到大气的阻力作用，使飞船逐漸减速，最后降落到地面上. 这样就可以节省大量的推进剂并大大地減輕发动机的重量，从而使降落单位質量所需的运載重量大大降低，提高了星际航行的飞行效果，使得星际航行和返回地面变得更加現实. 然而，大气层对飞船的着陆还存在着不利的一面，那就是：由于卫星或星际飞船进入大气层时速度很高，为大气中声速的 25 倍以上. 因此，空气对飞船的头部形成激波和摩擦，产生高热，如果沒有采取特殊的措施，将使飞船烧毁. 但对于这个問題，現在已經有办法解决，我們将在 § 10.4 节中闡述. 所以这种利用空气阻力来降落是完全可能的，这就是所謂再入大气层問題.

§ 10.2 再入大气层的軌道分析

无論按照什么方式使卫星或飞船降落到地面上，它們都是遵循質点在中心力場中运动的原理，沿一定的軌道运动. 在第六章里我們討論过了質点的运动，因此我們有質点在极坐标中向原点力場的运动方程，径向及周向运动方程为

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{dr}{dt}\right) = r\left(\frac{d\theta}{dt}\right)^2 - g + F_r; \tag{10.1}$$

$$\frac{d}{dt}\left(r^2\frac{d\theta}{dt}\right) = rF_\theta. \tag{10.2}$$

这里 g (重力)可以看作不变的，因为再入时受到大气阻力作用一段的軌道高度变化只有一百多公里，比起地球半径来說太小了. 此外，我們以 v 为飞船在軌道上的速度；φ 为飞行軌道与当地水平方向的夹角(如果对再入飞行，則 φ 为負值)；M 为飞船的質量；D 为飞船受到的空气阻力；L 为升力(見图 10.2). 故得出单位質量飞船所受的径向力为

$$F_r = \frac{1}{M}[L\cos\varphi - D\sin\varphi]; \tag{10.3}$$

周向力为

$$F_\theta = \frac{1}{M}[-L\sin\varphi - D\cos\varphi]; \tag{10.4}$$

同时，我們有飞船的径向飞行速度及周向飞行速度

$$\frac{dr}{dt} = v \sin\varphi; \tag{10.5}$$

$$r\frac{d\theta}{dt} = v \cos\varphi. \tag{10.6}$$

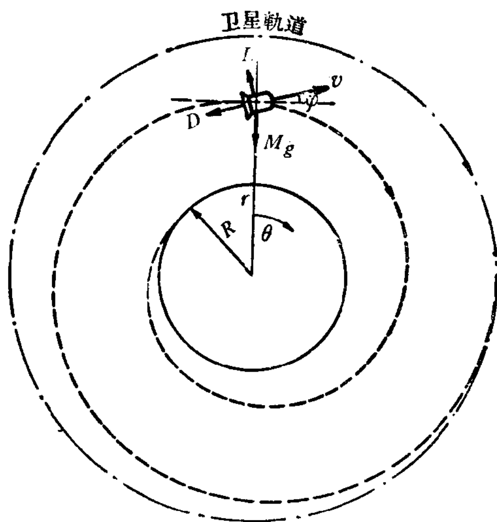


图 10.2 用大气制动的軌道

因此，(10.1)及(10.2)式可写成

$$\frac{d}{dt}(v\sin\varphi) = \frac{v^2\cos^2\varphi}{r} - g + \frac{D}{M}\left[\frac{L}{D}\cos\varphi - \sin\varphi\right]; \tag{10.7}$$

$$\frac{d}{dt}(rv\cos\varphi) = -r\frac{D}{M}\left[\frac{L}{D}\sin\varphi + \cos\varphi\right]. \tag{10.8}$$

由空气动力学得知常用的阻力与升力关系为

$$D = \frac{1}{2}\rho_\infty v^2 AC_D = \frac{1}{2}\rho^* e^{-\beta h} v^2 AC_D; \tag{10.9}$$

$$L = \frac{1}{2}\rho_\infty v^2 AC_D\left(\frac{L}{D}\right) = \frac{1}{2}\rho^* e^{-\beta h} v^2 AC_D\left(\frac{L}{D}\right). \tag{10.10}$$

其中，ρ_∞ 为在高度为 h（米）处的空气密度，而 ρ_∞ 可以足够准确地表达为 $\rho_\infty = \rho^* e^{-\beta h}$，$\rho^*$ 为地面的大气密度；β 为常数(量綱为[长度$^{-1}$])，$\beta = \frac{1}{7,000}$；A 为参考面积(一般用飞船在飞行方向的横截面)；C_D 为无量綱阻力系数(一般 $C_D \approx 1$)。

用飞船質量除(10.9)式得

$$\frac{D}{M}=\frac{\rho^{*}e^{-\beta h}v^{2}}{\dfrac{2M}{C_{D}A}}; \tag{10.11}$$

代入无量綱速度 $\bar{v}=\dfrac{v}{\sqrt{gr}}$，$r$ 为飞船距地球中心的距离，当 $r=R$ 时，則 $\sqrt{gr}=V_1$（第一宇宙速度）；同时当升阻比 $\left(\dfrac{L}{D}\right)$ 为常数，而 L, D 的变化主要是依于 $e^{-\beta h}$ 及 v 的变化，則(10.11)式可改写成

$$\frac{D}{M}=\frac{\left(\dfrac{\beta}{r}\right)^{\frac{1}{2}}\left(\dfrac{r}{\beta}\right)^{\frac{1}{2}}(gr)\bar{v}^{2}\rho^{*}e^{-\beta h}}{\dfrac{2M}{C_{D}A}}=gr\left(\frac{\beta}{r}\right)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z,$$

即

$$\frac{D}{M}=g(\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z. \tag{10.12}$$

式中引入一个新的变数

$$Z=\frac{\rho^{*}\left(\dfrac{r}{\beta}\right)^{\frac{1}{2}}\bar{v}e^{-\beta h}}{\dfrac{2M}{C_{D}A}}. \tag{10.13}$$

从(10.12)式可以看得出来：D/M 是質量除阻力；其量綱与加速度 g 相同；(βr) 是无量綱的，$\bar{v}$ 也是无量綱的，所以 Z 是无量綱的. 这样一来(10.7)及(10.8)式可以写成如下形式

$$\frac{1}{g}\frac{d}{dt}(\sqrt{gr}\bar{v}\sin\varphi)=\bar{v}^{2}\cos^{2}\varphi-1+(\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z\left\{\frac{L}{D}\cos\varphi-\sin\varphi\right\},$$

$$\frac{1}{gr}\frac{d}{dt}(\sqrt{gr^{3}}\bar{v}\cos\varphi)=-(\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z\cdot\left\{\frac{L}{D}\sin\varphi+\cos\varphi\right\}.$$

把这两个微分式展开，并代入 $\dfrac{dr}{dt}=v\sin\varphi=\sqrt{gr}\bar{v}\sin\varphi$ 得

$$\frac{1}{g}\frac{d}{dt}(v\sin\varphi)=\frac{1}{g}\frac{d}{dt}(\sqrt{gr}\bar{v}\sin\varphi)$$

$$=\frac{1}{2}\bar{v}\sin\varphi\frac{1}{g}\sqrt{gr}\frac{1}{r}\sqrt{gr}\,\bar{v}\sin\varphi+\frac{1}{g}\sqrt{gr}\sin\varphi\frac{d\bar{v}}{dt}+\frac{1}{g}\sqrt{gr}\,\bar{v}\cos\varphi\frac{d\varphi}{dt}$$

$$=\frac{1}{2}\bar{v}^{2}\sin^{2}\varphi+\frac{\sqrt{gr}}{g}\sin\varphi\frac{d\bar{v}}{dt}+\frac{\sqrt{gr}}{g}\bar{v}\cos\varphi\frac{d\varphi}{dt};$$

$$\frac{1}{gr}\frac{d}{dt}(rv\cos\varphi)=\frac{1}{gr}\frac{d}{dt}(\sqrt{gr^3}\,\bar{v}\cos\varphi)$$

$$=\frac{3}{2}\frac{1}{gr}\bar{v}\sqrt{gr\bar{v}}\sqrt{g_r}\sin\varphi\cos\varphi+\frac{\sqrt{gr}}{g}\cos\varphi\frac{d\bar{v}}{dt}-\frac{\sqrt{gr}}{g}\bar{v}\sin\varphi\frac{d\varphi}{dt}$$

$$=\frac{3}{2}\bar{v}^2\sin\varphi\cos\varphi+\frac{\sqrt{gr}}{g}\cos\varphi\frac{d\bar{v}}{dt}-\frac{\sqrt{gr}}{g}\bar{v}\sin\varphi\frac{d\varphi}{dt}.$$

所以(10.7)及(10.8)式最終成为

$$\frac{1}{2}\bar{v}^2\sin^2\varphi+\frac{\sqrt{gr}}{g}\sin\varphi\frac{d\bar{v}}{dt}+\frac{\sqrt{gr}}{g}\bar{v}\cos\varphi\frac{d\varphi}{dt}$$
$$=\bar{v}^2\cos^2\varphi-1+(\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z\left\{\frac{L}{D}\cos\varphi-\sin\varphi\right\};\qquad(10.14)$$

及

$$\frac{3}{2}\bar{v}^2\sin\varphi\cos\varphi+\frac{\sqrt{gr}}{g}\cos\varphi\frac{d\bar{v}}{dt}-\frac{\sqrt{gr}}{g}\bar{v}\sin\varphi\frac{d\varphi}{dt}$$
$$=-(\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z\left\{\frac{L}{D}\sin\varphi+\cos\varphi\right\}.\qquad(10.15)$$

将(10.14)式乘 $\sin\varphi$ 与(10.15)式乘 $\cos\varphi$，并把乘积相加，得

$$\bar{v}^2\left(\frac{1}{2}\sin^3\varphi+\frac{3}{2}\sin\varphi\cos^2\varphi\right)+\frac{\sqrt{gr}}{g}\frac{d\bar{v}}{dt}=\bar{v}^2\sin\varphi\cos^2\varphi-\sin\varphi-(\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z;$$

所以

$$\frac{\sqrt{gr}}{g}\frac{d\bar{v}}{dt}=-\sin\varphi\left(\frac{1}{2}\bar{v}^2+1\right)-(\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z.\qquad(10.16)$$

将(10.14)式乘 $\cos\varphi$ 与(10.15)式乘 $\sin\varphi$，并把乘积相减，得

$$\bar{v}^2\left(\frac{1}{2}\sin^2\varphi\cos\varphi-\frac{3}{2}\sin^2\varphi\cos\varphi\right)+\frac{\sqrt{gr}}{g}\bar{v}\frac{d\varphi}{dt}$$
$$=\bar{v}^2\cos^3\varphi-\cos\varphi+(\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z\frac{L}{D};$$

所以

$$\frac{\sqrt{gr}}{g}\bar{v}\frac{d\varphi}{dt}=\cos\varphi(\bar{v}^2-1)+(\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z\frac{L}{D}.\qquad(10.17)$$

針对实际情况可以对(10.16)式进行适当的簡化．由于再入空气軌道与当地水平面的交角 φ 一般很小($\varphi<5°$)，因此，$\sin\varphi\cong0$；又知 $\bar{v}$ 之数值为 1.0 的数量級，

所以(10.16)式中 $\sin\varphi\left(\frac{1}{2}v^2+1\right)$很小,可以忽略;同时在一般情况下$(\beta r)^{\frac{1}{2}}$中的 r 近于地球半径 R,故$(\beta r)^{\frac{1}{2}}=30$,所以(10.16)式簡化为

$$\frac{\sqrt{gr}}{g}\frac{d\bar{v}}{dt}=-(\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z=-30\bar{v}Z. \tag{10.18}$$

这里所得出的(10.17)及(10.18)式即为我們的基本公式．但是,为了計算方便起見,我們将以 $\bar{v}$ 为自变数,Z 及 φ 为未知数,来求得一普遍而簡便的关系式．由前面得出的

$$Z=\frac{\rho^*}{\frac{2M}{C_DA}}\left(\frac{r}{\beta}\right)^{\frac{1}{2}}\bar{v}e^{-\beta h}$$

可知,其中 A, C_D, ρ^* 是常数;M为飞船的質量．我們在 § 10.4 中将会看到,为了防热,飞船的質量会有些变化,但变化量比起飞船的原始質量来説,是很小的,因此可将飞船的質量看作不变;同时前面已經提到$(\beta r)^{\frac{1}{2}}$在一般情况下变化亦不大,而式中 $\bar{v}$ 及 $e^{-\beta h}$ 則由于飞船的速度及高度(即大气密度)改变,而变化很大,那么,令

$$C=\frac{\rho^*}{\frac{2M}{C_DA}}\left(\frac{r}{\beta}\right)^{\frac{1}{2}}=\text{常数},$$

故得出

$$Z=C\bar{v}e^{-\beta h}; \tag{10.19}$$

同时,飞船离地面的高度 $h=r-R$,而R为地球半径,是一个常数,所以

$$\frac{dh}{d\bar{v}}=\frac{dr}{d\bar{v}}=\frac{\frac{dr}{dt}}{\frac{d\bar{v}}{dt}}.$$

所以,将(10.19)式对 $\bar{v}$ 求一阶微商,再用(10.18)式,得

$$Z'=\frac{dZ}{d\bar{v}}=Ce^{-\beta h}+C\bar{v}e^{-\beta h}(-\beta)\frac{dh}{d\bar{v}}=\frac{Z}{\bar{v}}-Z\beta\frac{dr}{d\bar{v}}=\frac{Z}{\bar{v}}-Z\beta\frac{\frac{dr}{dt}}{\frac{d\bar{v}}{dt}}$$

$$=\frac{Z}{\bar{v}}-Z\beta\frac{v\sin\varphi}{\frac{d\bar{v}}{dt}}=\frac{Z}{\bar{v}}-Z\beta\frac{\sqrt{gr}\,\bar{v}\sin\varphi}{\frac{-(\beta r)^{1/2}\bar{v}Z}{\frac{\sqrt{gr}}{g}}},$$

即

$$Z' = \frac{Z}{\bar{v}} + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \sin\varphi. \tag{10.20}$$

为了消去 $\sin\varphi$，以(10.20)式再对 $\bar{v}$ 取二阶微商，再用(10.17)和(10.18)式，得

$$Z'' = \frac{d^2Z}{d\bar{v}^2} = \frac{Z'}{\bar{v}} - \frac{Z}{\bar{v}^2} + \frac{1}{2}\frac{(\beta r)^{\frac{1}{2}}}{r}\sin\varphi\frac{dr}{d\bar{v}} + (\beta r)^{\frac{1}{2}}\cos\varphi\frac{d\varphi}{d\bar{v}}$$

$$= \frac{Z'}{\bar{v}} - \frac{Z}{\bar{v}^2} + \frac{1}{2}\frac{(\beta r)^{\frac{1}{2}}}{r}\sin\varphi\frac{\frac{dr}{dt}}{\frac{d\bar{v}}{dt}} + (\beta r)^{\frac{1}{2}}\cos\varphi\frac{\frac{d\varphi}{dt}}{\frac{d\bar{v}}{dt}}$$

$$= \frac{Z'}{\bar{v}} - \frac{Z}{\bar{v}^2} + \frac{1}{2}\frac{(\beta r)^{\frac{1}{2}}}{r}\frac{\sqrt{gr}\,\bar{v}\sin^2\varphi\sqrt{gr}}{-(\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Zg}$$

$$+ (\beta r)^{\frac{1}{2}}\cos\varphi\frac{\cos\varphi(\bar{v}^2-1) + (\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z\frac{L}{D}}{-(\beta r)^{1/2}\bar{v}^2 Z};$$

所以

$$Z'' = \frac{Z'}{\bar{v}} - \frac{Z}{\bar{v}^2} - \frac{1}{2}\frac{\sin^2\varphi}{Z} - \frac{\cos^2\varphi(\bar{v}^2-1) + (\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z\frac{L}{D}\cos\varphi}{\bar{v}^2 Z};$$

由于 φ 角很小，故 $\frac{1}{2}\frac{\sin^2\varphi}{Z}$ 很小，可以忽略不計，則上式变为

$$Z'' = \frac{Z'}{\bar{v}} - \frac{Z}{\bar{v}^2} - \frac{\cos^2\varphi(\bar{v}^2-1) + (\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z\frac{L}{D}\cos\varphi}{\bar{v}^2 Z};$$

即

$$\bar{v}Z'' - \left(Z' - \frac{Z}{\bar{v}}\right) = \frac{\cos^2\varphi(1-\bar{v}^2)}{\bar{v}Z} - (\beta r)^{\frac{1}{2}}\left(\frac{L}{D}\right)\cos\varphi. \tag{10.21}$$

这里得出了 Z 对 $\bar{v}$ 的二阶微分方程，要解这个方程，就必須具有两个初始条件，由飞船的初始状态即可得出两个初始条件为：当 $t=0$ 时，才开始进入大气层，速度为初速 v_i，而空气阻力还很小，所以，$\bar{v}=\bar{v}_i$ 时，$Z=Z_i\cong 0$；一般情况下当飞船从卫星軌道开始进入大气层的速度 $\bar{v}_i=0.995$. 所以由(10.20)式得

$$Z' = Z_i' = \frac{Z_i}{\bar{v}_i} + (\beta r)^{\frac{1}{2}}\sin\varphi_i = (\beta r)^{\frac{1}{2}}\sin\varphi_i = 30\varphi_i,$$

φ_i 为弧度．有了初始条件，就可以解此微分方程，求出 Z．再通过 Z 用(10.20)式确定再入軌道与当地水平面的交角 φ，从而确定了再入軌道的参数．

由于通过解方程(10.21)就确定了 $Z(\bar{v})$ 的关系，其他的参数也可以計算；如减速

度的大小可按(10.18)式得出

$$-a = -\frac{1}{g}\frac{dv}{dt} = (\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z = 30\bar{v}Z. \tag{10.22}$$

同样(10.18)式也給出了飞船減速的时間

$$dt = -\frac{1}{\sqrt{\beta g}}(\bar{v}Z)^{-1}d\bar{v};$$

所以

$$t = \frac{1}{\sqrt{\beta g}}\int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1}\frac{d\bar{v}}{\bar{v}Z} = \sqrt{\frac{r}{g}}\frac{1}{\sqrt{\beta r}}\int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1}\frac{d\bar{v}}{\bar{v}Z} = 27\int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1}\frac{d\bar{v}}{\bar{v}Z}. \tag{10.23}$$

以上推演的結果,充分地显示了我們所用的变数不仅是无量綱的,便于运算,而更重要的是在于利用一个 $Z(\bar{v})$ 的关系,就概括了所有的再入軌道,代表了再入軌道問題的正确相似律. 即是說在方程中并不出現具体的质量、阻力系数和面积,而只与飞船的飞行速度,离地面的高度,軌道的角度有关;这样一来求出 Z 及 $\bar{v}$ 的解,对于任何飞船都是适用的. 因此,前面所作的一系列推演和无量綱化是十分有意义的. 具体来說,(10.22)及(10.23)式表明:对某一类軌道来說,例如沒有升力($L/D=0$),初始軌道傾角 φ_i 为一定值的軌道,最大減速度及总的阻力飞行段时間都与卫星或飞船的尺寸及重量无关,这是很有意义的結果. 当然,尽管最大減速度对每一类軌道都是一样的,都出現在一定的 Z 及 $\bar{v}$ 值,但从(10.13)式看出,M/C_DA 参数越小时,相应的 $e^{-\beta h}$ 也越小,卽 h 越大. 这就是說,质量越是小,阻力系数或截面越大,最大減速度出現的高度也就越高. 实际上这就是說,由于阻力相对地大,減速度自然也大;但也就是因为減速度大,飞行速度比較快地变小了,这又使阻力变小,減速度也变小. 这两个相反作用的因素使最大減速度保持不变,只变最大減速度出現的高度.

§10.3 两种再入軌道

目前,以空气的阻力来減速的卫星或飞船可以采用两种軌道:最簡单的办法是不用升力的軌道,其次是用升力的軌道.

不用升力的再入軌道

不用升力的再入軌道就是飞船在受大气阻力作用下不产生任何升力(卽 $L/D=0$). 而这种办法中最簡单的还是阻力系数 C_D 也不变,卽是說在大气层的飞行过程中,飞船的形状、参考面积都不发生变化. 这种办法虽然簡单,但它所存在的問題也較大. 首先,它在減速过程中的最大減速度大,而又无法进行調节. 为了使最大減速度满足

人体的要求(即超重的限制)，需要将再入角限制到 5° 以下；实际上一般为 $-\varphi_i=1°—3°$,这样可使最大減速度控制在 8—14g 之間．这样把再入角的幅度限制在很小的范围也可使飞船不致过度受热．但是，由于角度很小，如果控制得不当，φ_i 成为一正角，軌道不是傾入空气层，而是傾向空气层外，那么，飞船就很容易跳出大气层．因此，对于制导的要求比較高．

如果仍然不利用升力的話，可以用变阻力系数 C_D 的办法．即当再入开始时，由于空气很稀薄，我們可以在一定的減速度下加大 φ 角，来保証飞船不跳出大气层．同时当飞船継續进入大气层时，則可以調节它的阻力系数来改变受热状况．阻力系数的調节主要是采用調节飞船尾部的裙翅(見图 10.3)，即是增大受阻力面积和改变形

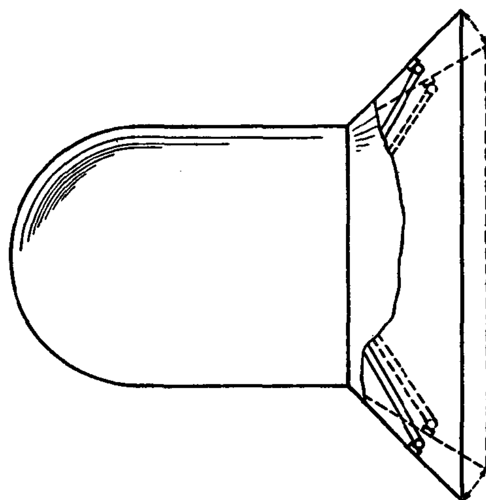


图 10.3　变阻力系数的設計

状．由于阻力系数的調节，因而可以避免減速度太大，一般可比上述办法的最大減速度小 50%，显然这种办法較为优越．

由于 $L/D=0$，即升力为零，所以(10.21)式可以簡化为

$$\bar{v}Z''-\left(Z'-\frac{Z}{\bar{v}}\right)=\frac{\cos^2\varphi(1-\bar{v}^2)}{\bar{v}Z}. \tag{10.24}$$

方程虽被簡化了，但是仍然是个非綫性方程，要解这簡化后的方程(10.24)还是比較困难的，必須采用数値积分的方法来求解，表 10.1 即是用数値积分法求解得出的具体数値．根据(10.22)式 $\bar{v}Z$ 代表減速度的大小，表 10.1 里带黑綫的 $\bar{v}Z$ 是其最大値，也就是最大減速度的代表値．我們从表中可以看出最大減速度随着初始傾角 $-\varphi_i$ 的增加而加大，但总的減速时間却因 $-\varphi_i$ 的加大而減短．

表 10.1 在 $\frac{L}{D}=0$ 和 $0\leqslant-\varphi_i\leqslant5°$ 条件下，Z 和有关量的数值表

$\bar{v}$	$-\varphi_i=0°$			$-\varphi_i=0.5°$			$-\varphi_i=1°$			$-\varphi_i=2°$			$-\varphi_i=3°$			$-\varphi_i=4°$		
	Z	$\bar{v}Z$	t (秒)	Z	$\bar{v}Z$	t (秒)	Z	$\bar{v}Z$	t (秒)	Z	$\bar{v}Z$	t (秒)	Z	$\bar{v}Z$	t (秒)	Z	$\bar{v}Z$	t (秒)
0.995	0.00058	0.000577	0	0.00131	0.00130	0	0.0026	0.00259	0	0.0052	0.00517	0	0.0078	0.00776	0	0.0105	0.01045	0
0.99	0.00165	0.001635	140	0.00270	0.00267	72	0.0053	0.00525	37	0.0105	0.0104	18	0.0157	0.01554	12	0.0209	0.0207	9
0.98	0.00467	0.00458	238	0.00603	0.00591	140	0.0108	0.01059	73	0.0210	0.0206	37	0.0313	0.0307	24	0.0416	0.0408	18
0.96	0.01315	0.01262	309	0.01457	0.01399	199	0.0229	0.0220	108	0.0422	0.0405	55	0.0624	0.0600	37	0.0827	0.0795	28
0.94	0.0241	0.02266	341	0.0253	0.0238	229	0.0361	0.03396	128	0.0638	0.0600	66	0.0934	0.0878	44	0.1233	0.1160	33
0.92	0.0369	0.03392	360	0.0378	0.03478	248	0.0505	0.04640	141	0.0858	0.0789	74	0.1243	0.1144	50	0.1633	0.1502	38
0.90	0.0515	0.0464	374	0.0519	0.0467	262	0.0660	0.0594	152	0.1080	0.0972	80	0.1550	0.1395	54	0.203	0.1828	41
0.85	0.0939	0.0798	396	0.0934	0.0794	284	0.1092	0.0928	170	0.1651	0.1403	92	0.231	0.1963	62	0.300	0.255	47
0.80	0.1435	0.1148	411	0.1421	0.1138	298	0.1580	0.1264	183	0.224	0.1793	100	0.306	0.2448	68	0.393	0.3144	52
0.75	0.1991	0.1494	421	0.1970	0.1478	309	0.212	0.1590	192	0.284	0.2130	107	0.380	0.2850	74	0.482	0.3618	56
0.70	0.260	0.1820	429	0.257	0.1800	317	0.270	0.1890	200	0.346	0.2422	113	0.452	0.3160	78	0.568	0.3980	59
0.65	0.324	0.2108	436	0.321	0.2086	324	0.333	0.2164	207	0.409	0.2660	119	0.523	0.3400	82	0.649	0.4220	63
0.60	0.392	0.2352	442	0.389	0.2332	330	0.398	0.2388	213	0.474	0.2842	124	0.591	0.3542	86	0.726	0.4360	66
0.55	0.463	0.2546	448	0.460	0.2530	336	0.466	0.2564	218	0.538	0.2960	128	0.657	0.3620	90	0.797	0.4380	69
0.50	0.536	0.2680	453	0.533	0.2666	341	0.537	0.2684	223	0.603	0.3020	133	0.721	0.3602	94	0.863	0.4315	72
0.45	0.610	0.2742	458	0.607	0.2736	346	0.608	0.2740	228	0.668	0.3008	137	0.781	0.3520	98	0.922	0.4150	75
0.40	0.684	0.2736	463	0.681	0.2724	351	0.680	0.2720	233	0.732	0.2923	142	0.838	0.3354	102	0.974	0.3898	79
0.35	0.757	0.2648	468	0.754	0.2640	356	0.752	0.2630	238	0.794	0.2780	147	0.890	0.3114	106	1.018	0.3562	82
0.30	0.827	0.2480	473	0.824	0.2470	361	0.821	0.2460	244	0.853	0.2560	152	0.936	0.2810	110	1.052	0.3158	86
0.25	0.892	0.2228	479	0.890	0.2226	367	0.885	0.1770	249	0.907	0.2268	157	0.975	0.2438	115	1.076	0.2690	91
0.20	0.949	0.1898	486	0.947	0.1895	374	0.942	0.1883	256	0.954	0.1909	164	1.005	0.2010	121	1.086	0.2170	97
0.15	0.992	0.1487	493	0.991	0.1487	382	0.986	0.1479	264	0.989	0.1484	172	1.021	0.1532	129	1.079	0.1619	104
0.10	1.009	0.1009	504	1.009	0.1009	392	1.005	0.1005	275	1.002	0.1002	182	1.016	0.1016	139	1.048	0.1048	114
0.05	0.958	0.0479	521	0.958	0.0479	409	0.956	0.0478	292	0.952	0.0476	200	0.952	0.0476	157	0.960	0.0480	131
0.025	0.825	0.02062	537	0.825	0.02062	425	0.824	0.0206	037	0.822	0.02052	215	0.820	0.0205	172	0.821	0.02052	146

用升力的再入軌道

利用变阻力系数的方法虽比較好，但仍不及利用升力的办法. 这种軌道是飞船在大气层中飞行受到阻力的同时，相应地也产生一定比例的升力，从而可以降低最大减速度(即可以使 $-\varphi_i$ 角小)，飞船在大气中沿着一定軌道滑翔到地面. 这种軌道，如果 $L/D=$ 常数，$-\varphi$ 很小时，$\cos\varphi=1$，那么，可以找到下面的解

$$Z=\frac{1-\bar{v}^2}{(\beta r)^{\frac{1}{2}}\ \frac{L}{D}\bar{v}}, \tag{10.25}$$

满足于方程(10.21). 这种軌道虽然可以利用簡便办法求解，其减速度也較小，完全能适应载人飞船的需要. 但是，对于实际应用上确并不适合；原因在于飞所需要的滑行时間很长，从而延长了防热的时間，也增加了設計的困难. 目前看来較現实的办法是用变升力的办法，这样既可縮短飞船的减速时間，减輕防热問題，又可保証减速度在适当的范围. 这就是按照飞行的具体状况調节升力，如在开始进入大气层时，可以使 φ 角大些，少用或不用升力，即减速快些，而当大气密度增大，飞船速度又較高，加热太剧烈，或者减速度超过要求时，則可增加升力，从而使飞船的軌道上升一些，降低加热量及减速度，来适应飞船和人的要求. 这样既可保証使加热量保持較低的水平，而减速度不超过人生理条件的要求，提高了飞船的飞行效果，又使人和飞船安全地滑翔到地面.

§10.4 防热設計

飞船再入大气层的問題，一方面是要考虑采用再入大气层的軌道类型并进行計算，另一方面还要考虑飞船再入大气层时其表面产生了很高的温度(大約在10,000°K左右). 因此，如何才能使飞船再入大气层时，在这样高的温度下不被烧掉，而能完整的降落到地面，就是一个相当重要而必須解决的問題. 所以当我們討論了再入大气层的軌道計算以后，必須对再入大气层时气流向飞船所传递的热流量，以及在这样高的热流量下，对飞船的烧蝕防护要求进行分析和計算，从而寻找出解决飞船在高温下不被烧掉的方法.

首先我們对再入大气层时的热流量进行討論. 根据流体力学里的能量关系，即§2.5中的公式(2.7)和(2.11)，我們就可以得到下列关系：

$$c_{p,2}T_e=c_{p,2}T_\infty+\frac{1}{2}\frac{v^2}{Jg}. \tag{10.26}$$

其中 T_e(°K) 为飞船头部的气流温度，即气流的駐点温度；T_∞(°K) 为外层空气的温度，也就是在距离地面一百公里高的大气温度，其数値約为 440°K；J 为热功当量，其数值为 426.85 公斤·米/大卡；$c_{p,2}$ 为空气的定压比热，即每公斤空气温度升高一度所吸收的热量，大卡/公斤·度． 計算的結果表明駐点温度高达 8,000—10,000°K．由于外层空气的温度 T_∞ 相对于駐点温度而言是相当小的，可以忽略，这也就說明了气流的駐点温度主要是由动能产生的．为了簡化計算可将(10.26)式改写成：

$$T_e \approx \frac{1}{2}\frac{v^2}{Jgc_{p,2}}. \tag{10.27}$$

代入速度的无量綱形式，并取 r 相当于飞船平均高度，即約 $r = 6.45 \times 10^6$ 米，则

$$T_e \approx \frac{1}{2}\frac{gr}{Jgc_{p,2}}\bar{v}^2 = \frac{7550}{c_{p,2}}\bar{v}^2. \tag{10.28}$$

由于头部气流的温度近于 10,000°K，而飞船本身的温度比气流温度低很多，它相当于外层大气的温度 T_∞，这样就产生了气流向飞船传递的热流量．在具体說明計算热流量之前，我們必須首先指出，由于一般飞船設計将采用較小的 M/C_DA 这个参数，那么按照 § 10.2 的分析，軌道上出现大热流量的地方与出現大減速度的地方一样是在高空．高空的密度比較小，气动力参数之一的雷諾数，即 $\frac{\rho_\infty vl}{\mu}$ 較小（其中 l 为参考长度，如飞船长，μ 为空气粘度）．在雷諾数小的情况下，围繞飞船表面的气流是平稳的，叫做层流．因此我們在以下的热流量計算中，流动假設为层流． 如果設 $q_{0,s}$ 为最大的热流量，即在头部駐点温度处的热流量，其单位为大卡/米²·秒；ρ_∞ 为外层大气的密度，公斤/米³；$\mathscr{R}$ 为飞船头部表面的曲率半徑，单位为米．根据气动力学計算在头部的热流量 q_0 与 $\sqrt{\frac{\rho_\infty T_e}{\mathscr{R}}}\,T_e$ 成正比例． 其根号內的温度表示了温度对粘性系数的影响．这是由于对于气体而言，当温度升高时其粘度上升，而导热系数也相应的增加．这时其最大热流量可以代入(10.27)式則得

$$q_{0,s} \sim \sqrt{\frac{\rho_\infty v^2}{\mathscr{R}}}\,v^2. \tag{10.29}$$

利用了大气密度随距离地表面的高度而变化的关系，并代入速度的无量綱形式，就可以进行下列的变换，則

$$\frac{\rho_\infty v^2}{\mathscr{R}} = \frac{\rho^* e^{-\beta h}}{\frac{2M}{C_DA}} \cdot \frac{2M}{C_DA\mathscr{R}}\left(\frac{r}{\beta}\right)^{\frac{1}{2}}\left(\frac{\beta}{r}\right)^{\frac{1}{2}}(gr)\bar{v}^2,$$

所以

$$\frac{\rho_\infty v^2}{R} \sim \frac{M}{C_D A \mathscr{R}} \bar{v} Z. \tag{10.30}$$

将(10.30)式代入(10.29)式里，并代入速度的无量綱形式，因其中 $(\beta r)^{\frac{1}{2}}g$ 为常数，所以就得到下列比例关系

$$q_{0,s} \sim \sqrt{\frac{M}{C_D A \mathscr{R}}} (\bar{v} Z)^{\frac{1}{2}} \bar{v}^2. \tag{10.31}$$

其中 M 为飞船的质量，換算成重量的关系，則(10.31)式变成

$$q_{0,s} \sim \sqrt{\frac{W}{C_D A \mathscr{R}}} (\bar{v} Z)^{\frac{1}{2}} \bar{v}^2. \tag{10.32}$$

其中，A 为气动力系数的参考飞船截面面积(米^2)．我們所討論的层流情况下，其热流量的具体关系为

$$q_{0,s} = 70.5 \left(\frac{W}{C_D A \mathscr{R}}\right)^{\frac{1}{2}} (\bar{v} Z)^{\frac{1}{2}} \bar{v}^2. \tag{10.33}$$

由于飞船的其他部分因温度及曲率半径不同，故其热流量也不同，因此对于飞船其他部分的热流量为

$$q_0 = 70.5 k_1 \left(\frac{W}{C_D A \mathscr{R}}\right)^{\frac{1}{2}} (\bar{v} Z)^{\frac{1}{2}} \bar{v}^2, \tag{10.34}$$

而

$$k_1 = \frac{q_0}{q_{0,s}} \tag{10.35}$$

是一个修正系数，它表示了局部热流量与最大热流量的比値．

由以上計算可以看出，气流温度高达一万度，因此就要求飞船所使用的材料能够承受这样高的温度．目前看来，还沒有任何材料的熔点超过 4000℃，因此不能承受这样高的温度．为了解决高温带来的困难，曾經有人提出了一些办法，其中最原始的想法是在飞船的表面有一层很厚的金属如銅，这一层金属在高温下允許它被熔化，因熔化会吸收热量，从而吸走了传至飞船的热量，使飞船的本体不被燒掉，这就叫**热沉式**的設計．但热沉式的方法，由于被热熔的金属易被气流吹掉，其吸收的热量不多，金属的消耗却很大，所以是不經济的．因此又有人提出**燒蝕式**的方法，也就是飞船的表面层是用含有大量高分子物質的燒蝕材料构成，如含大量塑料的玻璃鋼，其高分子物質在高温下吸收热量，温度上升达到它的分解温度 T_a，就开始分解，同时在分解的过程中吸收很多热．分解温度相对于飞船头部外层气流的温度是低得多，所以分解气体継續被加热，一直到使温度达到外层气流的温度为止．这些高分子物質的分解气体，在飞船的表面就形成了一层气膜保护层，它吸收热量，保护了飞船不因高

温而被烧掉，見图 10.4. 这种方法随着高分子物質的分解逸出，使飞船的外形尺寸发

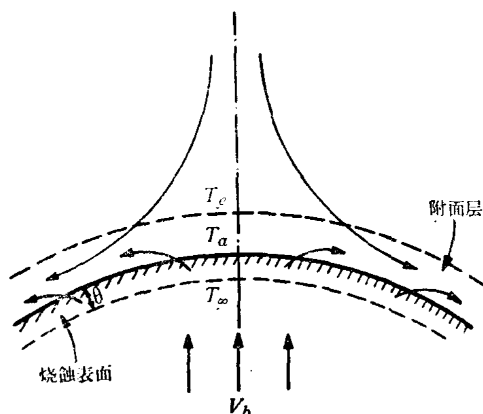


图 10.4 正常烧蝕的流动状态图
θ 为加热厚度；V_b 为飞船飞行速度.

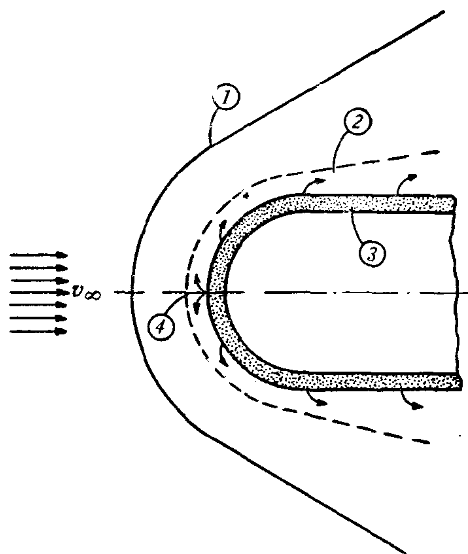


图 10.5 发散式冷却流动状态图
①——激波；②——附面层；③——飞船外层的多孔壁；
④—通过多孔壁冷却流体.

生了变化，它对于在不用升力，并且用允許飞船外形变化的情况下，是一种較实际可行的办法. 当进入大气层的速度更高，要控制加速度就要采用升力，不控制外形就不行了，那么还可以用一种較好的办法，即**发散式**的冷却方法. 它是用有多孔的材料作为飞船的外层表面，而冷却液体就从这些孔被挤出，見图 10.5. 在这个过程中，液体吸热达到蒸发温度，継續吸热并蒸发变成蒸汽，蒸汽的温度継續上升，一直达到外层气体温度，最后进入外部气流. 这种办法的主要好处是在吸走了传向飞船的热量，同时还保持了飞船表面的形状和尺寸. 因此它是一种今后可以考慮的一种較好的方案，但目前討論最多而較成熟的还是烧蝕式的方法. 由于从我們对烧蝕量或者冷却剂流量的計算观点来看，烧蝕式和发散冷却式沒有区别，因此可以一起来考慮，得出共同使用的計算公式.

当对再入飞行器的防热設計要求进行分析和計算的时候作了如下的簡化：(1)烧蝕物質及发散冷却剂的密度、热传导系数、比热以及烧蝕材料的分解热或者冷却剂的汽化潛热保持为常数；(2)气流中混合气体的普朗特数 Pr 和史密特数 Sc、烧蝕材料或冷却剂汽化后的比热 $c_{p,1}$ 和在激波后面的空气比热 $c_{p,2}$ 保持为常数（实际是温度的函数）；(3)烧蝕材料分解温度或冷却剂的汽化温度 T_a 保持不变. (4)由烧蝕材料的烧蝕所引起的外形变化，相对于传热計算是可以忽略的. 另外，由于热的传导方

向主要是在垂直于表面的方向,沿着表面的传热量很小,可以忽略. 这一些簡化假設虽然会引入一些誤差,但其量不大,我們由此得到的公式仍然可以用于进行設計中的計算.

如果$\frac{dm}{dt}$为单位时間单位面积的烧蝕量,或者冷却剂流量(公斤/米²·秒); c_b为烧蝕材料在固态时的比热或液体发散冷却剂的比热(大卡/公斤·度); L为烧蝕材料分解时的吸热量或者液体冷却剂的汽化潛热; $\tilde{c}_p$为烧蝕材料分解气体或冷却剂汽化后气体与外界空气混合后的比热(大卡/米²·度); T_∞是高空大气的温度,也就是烧蝕材料或冷却剂原来的温度; T_a为烧蝕材料的分解温度或发散冷却剂的汽化温度; $\alpha(T_e-T_a)$为保护层气体的有效温升. 那么每公斤烧蝕材料或冷却剂首先在分解前或汽化前吸收 $c_b(T_a-T_\infty)$ 大卡的热; 然后汽化或分解吸收L大卡的热; 最后温度升到燄热,再吸收 $\alpha\tilde{c}_p(T_e-T_a)$ 大卡,一共吸收 $c_b(T_a-T_\infty)+L+\alpha\tilde{c}_p(T_e-T_a)$ 大卡/公斤. 而每平方米每秒吸收的热量为 $\frac{dm}{dt}\{c_b(T_a-T_\infty)+L+\alpha\tilde{c}_p(T_e-T_a)\}$,这个热量就等于空气传給的热 q_0,参看图 10.6. 也可以說,我們是用一股从表面向外噴的气流,把強大的热流量頂住,所以

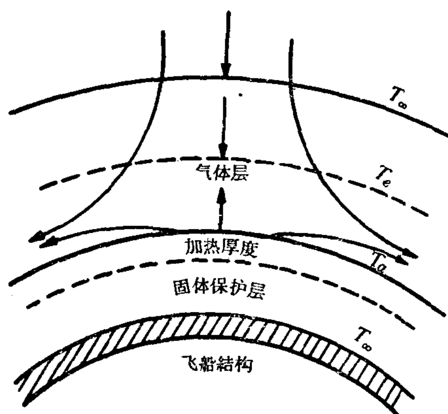


图 10.6　駐点附近的气流

$$\frac{dm}{dt}=\frac{q_0}{\{c_b(T_a-T_\infty)+L+\alpha\tilde{c}_p(T_e-T_a)\}}. \tag{10.36}$$

q_0已經由(10.34)式給出,那么(10.36)式就是計算防热材料消耗量的公式.

公式(10.36)中的α是取决于表面气流性质的一个数値,根据前面所說的飞船再入大气层时气流是层流,其α值可照下列关系計算:

$$\alpha=1-\frac{1}{3}Pr_w^{-0.6}. \tag{10.37}$$

以上关系为一近似的不变値, 其中 Pr 为所謂普朗特数, 即 $Pr_w=\mu_w c_{p,2}/\kappa_w$; κ_w 为表面气体的导热系数; μ_w 为表面气体的粘度系数; 而 $c_{p,2}$ 和以前一样为空气的定压比热. 对一般的气体来說 Pr 数等于 0.7. 因此我們可以認为

$$\alpha = 1 - \frac{1}{3}\frac{1}{0.7^{0.6}} = 1 - \frac{1}{3 \times 0.8075} = 0.587,$$

而公式(10.36)中的平均比热 $\tilde{c}_p$ 为

$$\tilde{c}_p = c_{p,1}\tilde{w} + c_{p,2}(1 - \tilde{w}). \tag{10.38}$$

其中 $\tilde{w}$ 是表面保护层气流中烧蝕物質分解气体，或发散冷却剂汽化后气体的有效浓度。我們很容易想到，浓度問題必然与气体間的相互扩散有关，也就是外部空气扩散到表面气流中来，表面的烧蝕材料分解出来的气体、或发散冷却剂汽化后的气体，扩散到空气流中去。如果扩散系数是 D_{12}，而表面气体的密度是 ρ_w，那么代表扩散的无量綱数是所謂史密特数 Sc，即 $Sc = \frac{\mu_w}{\rho_w D_{12}}$。由上述的推論，可以看到 $\tilde{w}$ 一定是 Sc 的函数，而这个关系确实是对的，如图 10.7 所示。

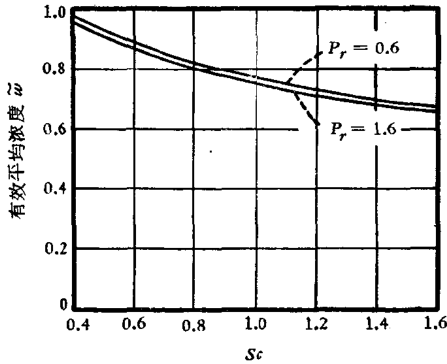


图 10.7 有效平均浓度 w 与 Sc 的变化关系图

为了計算更方便起見，我們将把(10.36)式作一些变换，因为

$$\frac{dm}{dt} = \frac{dm}{d\bar{v}}\frac{d\bar{v}}{dt}, \tag{10.39}$$

代入关系(10.17)式得：

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{g}{\sqrt{gr}}(\beta r)^{\frac{1}{2}}\bar{v}Z\frac{dm}{d\bar{v}} = -\sqrt{g\beta}\,\bar{v}Z\frac{dm}{d\bar{v}},$$

所以

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{1}{27}(\bar{v}Z)\frac{dm}{d\bar{v}}. \tag{10.40}$$

将(10.40)式代入(10.36)式，则得

$$\frac{dm}{dt} = \frac{q_0}{\{c_b(T_a - T_\infty) + L + \alpha\tilde{c}_p(T_e - T_a)\}} = -\frac{1}{27}(\bar{v}Z)\frac{dm}{d\bar{v}}.$$

由于烧蝕物質的分解温度 T_a 相对于飞船头部气流温度是相当小，所以 $\alpha\tilde{c}_p(T_e - T_a)$ 中的 T_a 可以忽略，同时代入公式(10.28)可得

$$-\frac{1}{27}(\bar{v}Z)\frac{dm}{d\bar{v}} = \frac{q_0}{[c_b(T_a - T_\infty) + L] + \frac{\alpha\tilde{c}_p}{c_{p,2}}\frac{1}{2}\frac{gr}{Jg}\bar{v}^2}. \tag{10.41}$$

分子、分母同以 $\frac{1}{2}\frac{\alpha\tilde{c}_p}{c_{p,2}}\frac{gr}{Jg}$ 除，则得

$$-\frac{1}{27}(\bar{v}Z)\frac{dm}{d\bar{v}}=\frac{g_0\Big/\frac{1}{2}\frac{\alpha\tilde{c}_p}{c_{p,2}}\frac{gr}{Jg}}{\frac{[c_b(T_a-T_\infty)+L]}{\frac{1}{2}\frac{\alpha\tilde{c}_p}{c_{p,2}}\frac{gr}{Jg}}+\bar{v}^2}. \tag{10.42}$$

如果我們引入一个新的参数 λ,即

$$\lambda=\frac{c_b(T_a-T_\infty)+L}{\frac{1}{2}\frac{\alpha\tilde{c}_p}{c_{p,2}}\frac{gr}{Jg}}=\frac{\frac{1}{7550}[L+c_b(T_a-T_\infty)]}{\frac{\alpha\tilde{c}_p}{c_{p,2}}}, \tag{10.43}$$

則(10.42)式变成

$$\frac{dm}{d\bar{v}}=-\frac{27q_0}{\frac{1}{2}(\lambda+\bar{v}^2)(\bar{v}Z)\frac{\alpha\tilde{c}_p}{c_{p,2}}\frac{gr}{Jg}}.$$

代入(10.34)式則得每平方米的烧蝕量或冷却剂用量为

$$\begin{aligned}\frac{dm}{d\bar{v}}&=-\frac{27\times 70.5k_{\rm I}}{7550}\times\frac{\left(\frac{W}{C_DA\mathscr{R}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\frac{\alpha\tilde{c}_p}{c_{p,2}}}\left[\frac{\bar{v}^2}{\lambda+\bar{v}^2}\right]\frac{1}{\sqrt{\bar{v}Z}}\\&=0.252k_{\rm I}\frac{\left(\frac{W}{C_DA\mathscr{R}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\frac{\alpha\tilde{c}_p}{c_{p,2}}}\left[-\left(1-\frac{\lambda}{\lambda+\bar{v}^2}\right)\right]\frac{1}{\sqrt{\bar{v}Z}}.\end{aligned} \tag{10.44}$$

(10.44)式为計算单位时間单位面积上的烧蝕量或者冷却剂流量的公式. 而总的烧蝕量或冷却剂量可以对(10.44)式在整个面积内进行积分,可得一个平均烧蝕量;另一方面也对速度从开始的 $\bar{v}_1$ 到終了的 $\bar{v}_2$ 范围内进行积分. 平均每一平方米飞船受热气冲刷的表面面积,在整个再入大气过程中的消耗量为 $\bar{m}$,即

$$\begin{aligned}\bar{m}&=\frac{\int mdS}{S}=\left\{\frac{1}{S}\int k_{\rm I}dS\right\}0.252\frac{\left(\frac{W}{C_DA\mathscr{R}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\frac{\alpha\tilde{c}_p}{c_{p,2}}}\int_{\bar{v}_1}^{\bar{v}_2}\left[-\left(1-\frac{\lambda}{\lambda+\bar{v}^2}\right)\right]\frac{d\bar{v}}{\sqrt{\bar{v}Z}}\\&=\left\{\frac{1}{S}\int\frac{q_0}{q_{0s}}dS\right\}0.252\frac{\left(\frac{W}{C_DA\mathscr{R}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\frac{\alpha\tilde{c}_p}{c_{p,2}}}\int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1}\left(1-\frac{\lambda}{\lambda+\bar{v}^2}\right)\frac{d\bar{v}}{\sqrt{\bar{v}Z}}\\&=0.252k_{\rm II}\frac{\left(\frac{W}{C_DA\mathscr{R}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\frac{\alpha\tilde{c}_p}{c_{p,2}}}\int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1}\left(1-\frac{\lambda}{\lambda+\bar{v}^2}\right)\frac{d\bar{v}}{\sqrt{\bar{v}Z}},\end{aligned}$$

表 10.2 各种再入軌道的防热参数

軌道的类型	再入初角 $-\varphi_i(^\circ)$	最大减速度 (g)	减速时間 (秒)	$\bar{m}_{\lambda=0}$	η						
					$\lambda=0$	$\lambda=0.05$	$\lambda=0.10$	$\lambda=0.25$	$\lambda=0.50$	$\lambda=1.0$	$\lambda=\infty$
$L=0$	0	8.2	537	3.06	0	0.223	0.305	0.450	0.580	0.707	1
	$\frac{1}{2}$	8.2	425	2.95	0	0.234	0.319	0.463	0.589	0.715	1
	1	8.2	307	2.73	0	0.249	0.337	0.482	0.608	0.730	1
	2	9.1	215	2.40	0	0.273	0.364	0.511	0.633	0.750	1
	3	10.8	172	2.17	0	0.289	0.383	0.530	0.650	0.762	1
	4	13.1	146	1.99	0	0.302	0.397	0.542	0.660	0.770	1
$\frac{L}{D}>1$	0	$\frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)}$	$79.4\left(\frac{30L}{D}\right)$	$1.418\left(\frac{30L}{D}\right)^{1/2}$	0	0.218	0.302	0.447	0.577	0.707	1

或写作

$$\overline{m} = 0.252k_{II}\frac{\left(\frac{W}{C_D A \mathscr{R}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}}}\overline{m}_{\lambda=0}(1-\eta). \tag{10.45}$$

其中

$$k_{II} = \frac{1}{S}\int \frac{q_0}{p_{0,s}} dS = \frac{1}{S}\int k_1 dS, \tag{10.46}$$

$$\overline{m}_{\lambda=0} = \int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1} \frac{d\bar{v}}{\sqrt{\bar{v}Z}}; \tag{10.47}$$

而

$$\eta = \frac{\int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1} \frac{\lambda}{\lambda+\bar{v}^2}\frac{d\bar{v}}{\sqrt{\bar{v}Z}}}{\int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1} \frac{d\bar{v}}{\sqrt{\bar{v}Z}}}. \tag{10.48}$$

其中 k_{II} 是一个修正系数，如果 $k_{II}=1$ 时，方程(10.45)就可以給出在飞船头部駐点处的烧蝕材料消耗．而其他各部分消耗量的不同是根据防护层表面上各部分热流量的变化来修正．故 k_{II} 是修正各部分烧蝕量或冷却剂流量的系数．另外(10.47)式指出，当 $\lambda=0$，即沒有潛热 $L=0$ 时，这时公式就給出了最大消耗量的限制值，因此增加 λ 值是有利的．$\overline{m}_{\lambda=0}$ 及 η 是軌道的函数，由(10.48)式給出了一个随 λ 变化的函数 $\eta(\lambda)$，表示了由于 $L\neq 0$ 潛热的存在使其总消耗量减少的分数．

如果代入 Z 函数时，(10.47)及(10.48)式就可以积分．以上公式 $\bar{v}_1$ 和 $\bar{v}_2$ 的变化范围，在最初的分析中沒有应用 $\bar{v}=1$ 的条件，而这里假設 $\bar{v}<1$ 为 $\bar{v}$ 値的变化上限．其値为当开始加热时 $\bar{v}_1=0.995$，其下限値与烧蝕物質的熔蝕温度或冷却剂在什么时候停止流出有关．因为气流的駐点温度下降到低于熔蝕温度时烧蝕将停止．我們所取的 $\bar{v}_2=0.05$，即最后的最小速度为軌道速度的 5%，这相应于气流的温度等于 93.4℃．烧蝕材料的分解点，一般总比这个温度高；而且在这个温度下，即使不用发散冷却剂，結构強度也是足够的．所以从 $\bar{v}=0.995$ 到 $\bar{v}=0.05$ 是防热段；在这范围以外，沒有防热的必要．

根据以上分析計算，应用表 10.1 所給出的函数値，結合不同类型的再入軌道，用数値积分的方法計算出 $\overline{m}_{\lambda=0}$，η 的数値，其計算結果列于表 10.2 里．

§10.5 防热設計的原則

从公式(10.44)和(10.46)，以及表 10.2 中可以看到，为了减少烧蝕量或冷却剂流

量，必須力求 $\left(\frac{M}{C_D A \mathscr{R}}\right)^{\frac{1}{2}} \Big/ \frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}}$ 減少．也就是在飞船重量一定的条件下，可以加大飞船的阻力系数或者是加大飞船头部的曲率半径 $\mathscr{R}$，即用鈍头来减少比值 $\left(\frac{M}{C_D A \mathscr{R}}\right)$，从而降低消耗量，也就是要用增加阻力的方法来使消耗量降低．这与一般气动力的設計要求很不一样：一般是要求減少阻力，而在这里是要增加阻力．

另一方面也可以寻找一种高分子材料，使这种材料分解气体的比热尽可能的大，以便使混合气体的有效平均定压比热尽可能地提高，从而加大 $\frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}}$ 的比例，也就是应用分解后气体或发散冷却剂汽化后气体的分子量較小的材料．对高分子材料来說就是增加分子中氫原子的比例．也就是因为这个原故，有人建議用鋰作发散冷却剂．但是烧蝕材料或发散冷却剂的选择还得同时考虑另一面的間題，即如何提高潛热参数 λ，λ 本身表示了最大內部保护层的热焓与最大外部保护层的热焓比值．当 λ 上升时，防热消耗量可以降低．从公式(10.43)来看，要提高 λ 主要从提高烧蝕材料的分解热或发散冷却剂的汽化热 L 来努力．因为降低 $\alpha \tilde{c}_p / c_{p,2}$ 和前面所說明的有矛盾；而提高分解温度或汽化温度 T_a，必然要提高表面温度，这对烧蝕設計来說是不利的，因为这使防热层下面的結构温度也会增加，又需要加一层厚的隔热材料，也会增加重量．为了減少流向結构本体的热量，使 T_a 較低为好，其选用烧蝕物质时也要找导热系数低的为好．一般情况高分子材料热解时的吸热量为 200—300 大卡/公斤．估計最高可能达到1000大卡/公斤．而水的汽化潛热是比較大的，也不过为500大卡/公斤．因此数值 $\frac{1}{7{,}550}\{L + C_b(T_a - T_\infty)\}$ 一般是小于0.1，而經过努力也許可以达到0.15左右．所以减少烧蝕量起主导作用的因素还是采用增加阻力、采用鈍头的方法最为有效．

現举一例应用以上公式进行具体卫星式飞船的降落防热要求的計算．如果飞船的重量 $W = 4{,}500$ 公斤；飞船的阻力系数 $C_D = 1$；飞船的气动力参考截面面积 $A = \frac{\pi}{4} \cdot 3^2$，即直径 $d = 3$ 米；飞船头部的曲率半径 $\mathscr{R} = 1.5$ 米；再入角 $-\varphi_i = 1°$；升力 $L = 0$，即不用升力；修正系数 $k_{\mathrm{II}} = 0.85$；$\lambda = 0.1$；同时 $\alpha \frac{\tilde{c}_p}{c_{p,2}} = 1$；从表10·2可以查得 $\bar{m}_{\lambda=1} = 2.73$，$\eta = 0.337$．将以上数据代入公式(10.4)可得

$$\bar{m} = 0.252 \times 0.85 \times \left(\frac{4500}{1 \times \frac{\pi}{4} \times 9 \times 1.5}\right)^{\frac{1}{2}} \times 2.73(1 - 0.337) = 7.99 \text{ 公斤/米}^2.$$

如果飞船的面积 $S = 40$ 米^2，則总的烧蝕量为 $40 \times 7.99 = 319$ 公斤。因此烧蝕物質的总重量仅为飞船重量的 7.11%，其最大減速度为 $8g$。对于載人的飞船来說，这样的減速度是允許的，这个設計也是可行的。当利用了升力之后，最大減速度还可以大大降低，但其烧蝕量或冷却剂用量会大大的增加，所以如在 § 10.3 中所說的最好是用变升阻比 L/D 的方法。

§ 10.6 星际飞行軌道中的应用

从以上分析来看，不管从质量比以及从制动效率方面来看，充分利用了大气阻力的方法，比用火箭来制动的方法优越得多。通过气动力学的分析，可以看出，主要是靠增加阻力，而不是減少阻力，来降低烧蝕量或发散冷却剂的消耗量；而这个消耗量并不太大，远远小于用火箭制动所需要的重量，这就說明了这种方法把大气阻力这一个本来不利的因素，一旦为我們了解和掌握，就可以充分地利用它，把它变成一个有利因素。

因此，飞船回地控制高温的問題，目前已經被人們掌握，所以当我們掌握了火箭烧蝕和发散冷却的方法之后，就可以应用它去解决更加困难的問題；例如，以双曲綫軌道的再入問題。当我們从地球到火星利用 Hohmann 式軌道，把飞船发射到火星軌道附近，位置在火星运动的前方，然后使飞船轉向，船头朝着跟上来的火星。我們說火星在跟上来，因为星际飞船到达火星軌道时，如果不再用火箭推力加速，則速度将小于火星的速度，所以飞船是被火星追上的，也就是飞船冲向火星（見图 10.8）。由

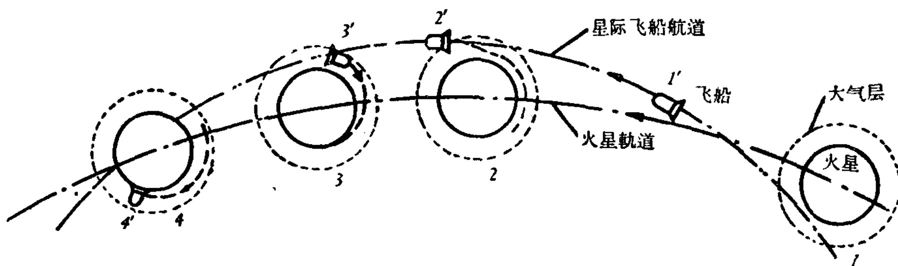


图 10.8 利用行星大气制动法

图中 1、1′，2、2′，3、3′，4、4′ 等表示同一瞬間行星和飞船的位置。

于火星周围也存在大气，其成分为氮 (N_2)95.7%；氩 (A)4.0%；二氧化碳(CO_2)0.3%，星面大气压力約等于 0.1 大气压，因此如用第八章所讲的来制导控制到使双曲綫軌道的近"星"点接触到火星大气，那么就可以利用火星的大气来減速，使飞船降落到火星上去。这样就可以省去接近火星軌道时的第二加速段。当从火星回到地球上来

时,也同样可以采用类似办法.

当然在这些更进一步的再入大气层問題中,大气在飞船头部的温度可能会更高,高于10,000℃. 在10,000℃以下,地球大气的分子也只不过有分离,基本上沒电离,因而气体还是不导电的. 在10,000℃以上大气分子中的氮和氧原子就开始电离,成为带正电的离子和带負电的电子,正負电相等,成为等离子体;这时介質也成为导电体. 在15,000℃到20,000℃,电离已基本上达到100%,組分中基本上不再有中性的原子、分子. 在这样情况下,我們就可以利用电磁流体力学的方法来控制热流量:我們在飞船头部里面用电磁綫圈制造一个磁場(如图10.9所示的偶极子式磁場),那么,磁力綫与导电气体的相互作用就会把等离子体的热气推离飞船头部,大大降低表面的气体密度,这也可以降低热流量. 这就是电磁流体式的防热設計. 我們相信,这种新的防热方法和我們在这章里已經詳細介紹的燒蝕式及发散冷却式防热方法,将会使将来的星际飞船不但能安全地通过大气层,而且能利用大气层来达到減少推进动力的要求,提高星际航行的經济效果.

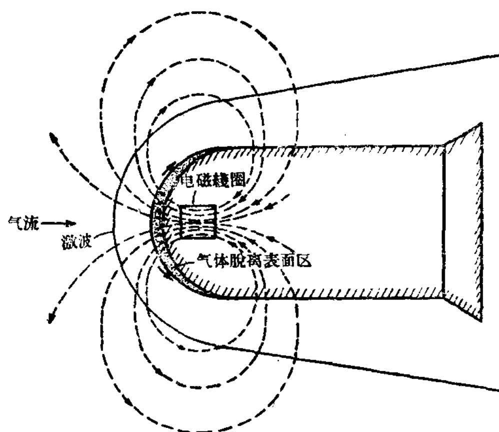


图10.9 电磁流体式防热狀态图

第十一章　防　輻　射

§11.1 防輻射問題

防輻射的問題就是研究各种射綫，如 α, β、γ 射綫等所引起的生理破坏作用，以及我們如何来防止这种破坏作用．它对实現星际航行是相当重要的，而且也是目前的技术知識还不足以解决的問題．随着星际航行和火箭技术的发展，使我們更加認識到防輻射比起人在飞行过程中的超重和失重显得更加重要更加迫切，需要进一步研究．苏联发射的人造地球卫星和宇宙火箭的經驗也証实了这一点．由所得到的資料可以認为：虽然超重和失重的問題仍然需要更好的来解决，但对生物的主要危险是宇宙綫和宇宙綫与地球磁場相互作用而产生的地球周围的輻射带．这些輻射带伸展到离地球表面高度从 500 公里到几万公里，它的強度变化范围很大；其数值取决于地球緯度、离地面的距离、太阳活动期、太阳爆发以及其他一些尚未闡明的因素．因此，在我們講飞船本身的問題以前，先来研究防輻射的問題．

这里所談到的輻射是指放射性輻射，也就是包括所有的"基本粒子"的輻射．其中有一部分"基本粒子"，如 π 介子、超子等，由于它們存在的时間很短（最长的存在时間为 10^{-6} 秒，最短的存在时間为 10^{-11} 秒），从防輻射的角度来看，这些粒子对生物影响的問題其重要性不大；它們只是在研究物質結构时才是一个很重要的問題．因此，我們在这里主要是研究那些寿命长而且稳定的粒子及輻射对物質的作用．不同的輻射对物質的作用也有所不同，但总起来看，我們可以把这些寿命长而稳定的"基本粒子"对物質分子的作用，分成四类分别加以討論．第一类是光子对物質的作用，包括了 X 射綫和 γ 射綫．第二类是电子对物質的作用，包括了正电子 e^+ 和負电子 e^- 对物質的作用．第三类是 α 粒子（即 ${}_2He^4$）、質子（用"p"来代表）以及一些重原子核，如碳、氮、氧等对物質的作用．第四类是中子（用"n"来代表）对物質的作用．下面我們将对每一种类型的作用进行具体的闡述．

§11.2 光子对物質的作用

光子不仅是具有能量而且是具有动量的粒子．它是一种电磁波，波长較长的为 X 射綫，較短的为 γ 射綫．所以光子对物質的作用实际上就是电磁波对物質的作用．

光子与物質作用的过程中要損失能量，其能量損失的方式是在每次作用中有若干光子整个的丟失，而且射綫中的光子数随着穿过物質的厚度而成指数式地減少，其变化的規律随着光子的能量和吸收物質的性質等的变化而变化．光子的能量大小用兆电子伏来計算．我們由第七章知道：1 电子伏等于电子通过电势差为 1 伏的电場后所获得的能量．因此，1 电子伏等于 $4.8022\times10^{-10}\times\frac{1}{300}=1.6018\times10^{-12}$ 尔格；而 1 兆电子伏等于 10^6 电子伏 $=1.6018\times10^{-6}$ 尔格．当光子的能量小于 1 兆电子伏时就叫做低能光子．光子的能量在 1 兆电子伏左右时为中能光子，而光子能量在几十到几百兆电子伏时为高能光子．虽然从以上数值看起来光子的能量很小，但由于能量是集中在非常小的質量上，所以运动速度还是很大的．光子的运动速度就是电磁波在真空中传播的速度，即光速 $c\cong3\times10^{10}$ 厘米/秒．如果光子的能量在以上所說的范围內，那么它与原子核的作用不是主要的，可以忽略不計．这样光子与物質的作用基本上可分为下面三种作用：第一种作用是**光电吸收**，即单个光子被吸收物質的原子吸收后，从原子里的电子特别是外层电子中，打出一个电子来．其能量轉換是光子把它的全部能量交給一个原子中的电子，而电子把一部分能量用来克服它与原子核的結合能，剩下的能量就作为电子运动所具有的动能，这就是光电吸收，也叫光电效应参(看图 11.1)．



图 11.1 光电效应

因为光子的能量与它輻射的頻率成正比，其光子能量为 $h\nu$；h 为普朗克常数，其数值 $h=6.6\times10^{-27}$ 尔格秒；而 I 为电子与原子核的結合能，也就是原子的电离能(对一个原子而言)；E 为被打出电子的动能，則能量关系为

$$E=h\nu-I. \tag{11.1}$$

由上看出光电吸收的結果产生了一个电子 e^-，而原来的原子就变成带正电的离子，故这也是一个电离反应．这种形式的作用在光子能量低的时候是主导的．

第二种作用是**康普頓散射**；作用的实質是光子被原子的电子所散射，所謂散射就是改变了光子原来的运动方向．发生这种作用的光子其能量一般比发生光电吸收作用要大．当一个光子打到一个原子里，它除了交給原子里的一个电子克服結合能并具有一定的运动速度脫离原子核以外，还剩下来一部分能量形成一个比入射光子能量低、波长长而頻率低的光子，同时改变了运动方向(参看图 11.2)．而光子散射的方向不定，可以是任意的，总的要求是保持能量和动量守恆，至于电子和散射光子之間

的能量分配，不能提出一个具体的数值，它們之間存在着一个概率分布的函数关系，其散射的类型与光子能量的大小有关．当光子能量較低时，它的波长和原子大小差不多，其散射是相干的，能量不变，这就是所謂湯姆孙散射．当光子能量略大于电子在原子中的結合能时，其散射是非相干的．当光子能量比电子在原子中的結合能大很多时，可以把电子作为自由的和静止的，这时的散射就是康普頓散射．它在光子能量为 1 兆电子伏左右时，是起主导的效应．康普頓散射的实质是射綫的散射是由于光子与散射物质中的自由电子或者与原子联系微弱的电子之間的弹性碰撞而产生的現象；只有在光子的能量大于电子的結合能好几千倍时，才能观察到这个现象．例如，在鋁中发生散射的光子能量为 0.05—15 兆电子伏；在鉛中发生散射的光子能量在 0.50—5 兆电子伏．由于散射是产生了一个电子 e^-，把受轰击的原子变成一个带正电的离子，故实际上仍是一电离作用．每一个作用都是产生一离子、电子对，而新形成的光子，根据其能量的大小，还可能引起光电吸收或者各种散射．

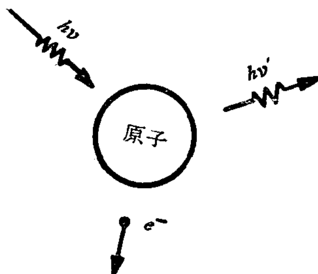


图 11.2　康普頓散射

第三种作用：当光子通过物质时，它所具有的能量大于形成电子对的静止质量所关联的能量（$2m_ec^2 = 1.022$ 兆电子伏）时，光子在原子核或电子的庫伦場中就能引起电子对的产生，而原子核在形成了电子对以后，又回复到沒有光子作用的正常状态．所产生的正、負电子的总动能 E，等于光子能量減去与正負电子的静止质量相关的能量（参看图 11.3）．其动能为

$$E = h\nu - 2m_ec^2. \tag{11.2}$$

其中：m_e 为电子的静质量；c 为光速；这个效应在光子能量为 1 兆电子伏左右就开始，当光子的能量愈大，这个效应就愈显著．当光子能量低于电子对的静質量相关的能量 —1.022 兆电子伏时，就不能形成电子对．这个过程是在靠近原子核的場內发生．这种形式只能是在高能区里发生，并且是起主要的效应．虽然，这种作用产生出来的正电子 e^+ 和电子 e^- 总的看不出有电离作用，但我們将在下一节中看到，实际上，电子下一阶段的作用还是电子与物质发生的电离作用．虽然，从光子形成电子对可以在原子核場，也可以在电子場中形成，但是必須遵守能量守恆和动量守恆定律．在沒有媒介物（原子核或电子等）存在的空間，光子不能形成电子对，否則就不遵守动量守恆定律（这里我們不

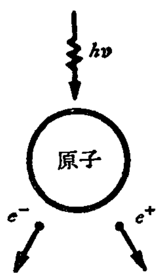


图 11.3　电子对的形成

詳細叙述）．所以实际上在原子核附近形成电子对的概率，比在电子附近形成电子对，以及当两个光子碰撞时形成电子对的概率都要大得多．

以上所談到的三种作用，就是光子射入物質里失掉光子本身的能量的三种形式．当計算光子被物質吸收的程度时，我們可以認为：光子为一束平行的而且是能量一致的射綫；同时，射綫所通过的物質是由同一类原子（例如金属）所組成．因为射綫与物質的相互作用是按統計定律来計算，当相互作用发生时，光子或全部被吸收，或者失去一部分能量，而且改变其传播的方向，即从原来的传播方向上离开．因此射綫束在通过物質的过程中能量逐漸衰減，其衰減发生时的数量規律性是在某处射綫束強度的減少与該点的強度 I 成正比，与所通过物質的厚度 x 成正比，因此当通过物質的厚度为 x 时，还留在原来的传播方向的射綫束的強度为

$$I = I_0 e^{-\mu x}. \tag{11.3}$$

其中：I 为通过厚为 x 的物質以后的射綫強度，尔格/厘米^{2}秒；I_0 为原始射綫束的強度，尔格/厘米^{2}秒；μ 为吸收系数也叫衰減系数，其量綱为长度$^{-1}$．这是因为方次指数始終应該是沒有量綱的值，而 x 为长度量綱，所以 μ 为长度$^{-1}$的量綱．

除了采用吸收系数以外，常常还采用光子的質量吸收系数，也叫質量衰減系数 $\frac{\mu}{\rho}$（其中 ρ 是以克/厘米^{3}来表示的物質密度），其关系为：

$$I = I_0 e^{-\frac{\mu}{\rho} m}. \tag{11.4}$$

其中：m 为在射綫道路上每厘米^{2}横截面上的吸收物質質量；$\frac{\mu}{\rho}$ 为吸收系数，其量綱为厘米^2/克．从(11.4)式看到，要把入射強度 I_0 減少到 $\frac{I_0}{e}$ 时需要一层物質，这层物質的質量 $m = \frac{1}{\mu/\rho} = \frac{\rho}{\mu}$，其量綱为克/厘米^2，即是对于一单位截面面积，需要質量为 $\frac{\rho}{\mu}$ 的物質厚度才能使射綫強度降低 $\frac{I_0}{e}$．对于各种物質的質量吸收系数的理論和实驗数据可参看表 11.1．

从表 11.1 看出：当 $\frac{\mu}{\rho}$ 値越大，所需要的吸收物質厚度越小，其吸收效果越大。例如鉛虽然很重，但其吸收系数 $\frac{\mu}{\rho}$ 很大，也就是降低射綫強度所需的重量反而少．比鋁要經济．另外，从表 11.1 看到，吸收光子的能力随着原子的重量增加而加強，同

时当光子能量增加时，吸收系数 $\frac{\mu}{\rho}$ 減少，故物质的吸收能力就減弱.

表 11.1　不同吸收物質在不同光子能量时的質量吸收系数 μ/ρ，厘米^2/克

光子能量（兆电子伏）	水	鋁	鉄	鉛
0.1	0.167	0.160	0.342	5.29
0.15	0.149	0.133	0.182	1.84
0.2	0.136	0.120	0.138	0.895
0.3	0.118	0.103	0.106	0.335
0.4	0.106	0.0922	0.0918	0.208
0.5	0.0967	0.0840	0.0828	0.145
0.6	0.0894	0.0777	0.0761	0.114
0.8	0.0786	0.0682	0.0668	0.0837
1.0	0.0706	0.0614	0.0595	0.0683
1.5	0.0576	0.0500	0.0484	0.0514
2.0	0.0493	0.0431	0.0422	0.0451
3.0	0.0396	0.0353	0.0359	0.0410
4.0	0.0339	0.0310	0.0330	0.0416
5.0	0.0302	0.0284	0.0314	0.0430
6.0	0.0277	0.0266	0.0305	0.0455
8.0	0.0242	0.0243	0.0298	0.0471
10.0	0.0221	0.0232	0.0300	0.0503

§ 11.3 电子对物質的作用

电子对物质的作用包括了正电子 e^+ 和負电子 e^- 对物质的作用. 正电子与物质原子中的負电子起作用，变成一对能量約 0.5 兆电子伏的光子，而这一对光子再依照前节所述的各种形式与物质起作用. 負电子或簡称电子与物质的作用，基本上是电子与吸收物质中原子的电子云的散射作用. 这种作用使运动着的带电粒子改变方向和損失能量. 带电粒子能量損失的情况随着它本身速度的大小而有所不同. 在速度不很大时，其損失的能量主要是用于激发物质中的电子. 如果电子被激发到連續能級的区域就发生物质中分子或原子的电离. 当电子速度很大，以致接近于光速时，經过一个具有一定电荷的原子核附近时，电子受到原子核庫伦場的加速度后，就以放射出光子的方式丟失它的能量，改变其本身的速度，这就是所謂的軔致輻射. 由于一般在星际空間沒有高能量的电子，故这里我們只考虑电子能量在 1—10 兆电子伏左右的电子对物质的作用. 在这个能量范围內，电子不能穿入原子核內与核起作用，故主要的是与原子外层的电子云起散射作用. 如果能量达到 10 亿到几十亿电子伏时就能

穿入核內，发生高能的核反应．由于电子与原子的結合能不高，一般在几个到几十个电子伏．所以具有一定能量的电子易把原子中尤其是外层电子打掉，形成一对电子和正离子(参看图 11.4)，发生与原子外层电子的散射作用．这个散射作用还可以継續連鎖的进行，能量逐渐被消耗掉，同时形成越来越多的电子和正离子．

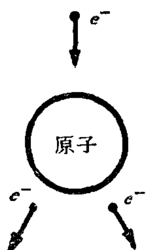


图 11.4 电子的散射

这里我們主要的目的是要計算电子 e^- 在吸收物質里要走多久其所具有的能量才被消耗掉．这时吸收物質所应有的厚度也叫射程，用 R 表示．由于是与电子的碰撞作用而发生散射，因此决定的因素是每单位吸收物質容积中的电子数．原子是由質子、中子和电子組成，电子数等于質子数，而質子与中子也有一个大致的比例，故一个原子的电子数与原子量有一定的比例．因此，每单位容积中的电子数与每单位容积中的原子个数乘原子量成比例．但后者就是每单位容积中的物質質量，所以单位容积里的电子数大約与吸收物質的密度成正比例，故可以把射程与电子数的关系看成与物質密度的关系．实际上射程与单位平方厘米的質量毫克数

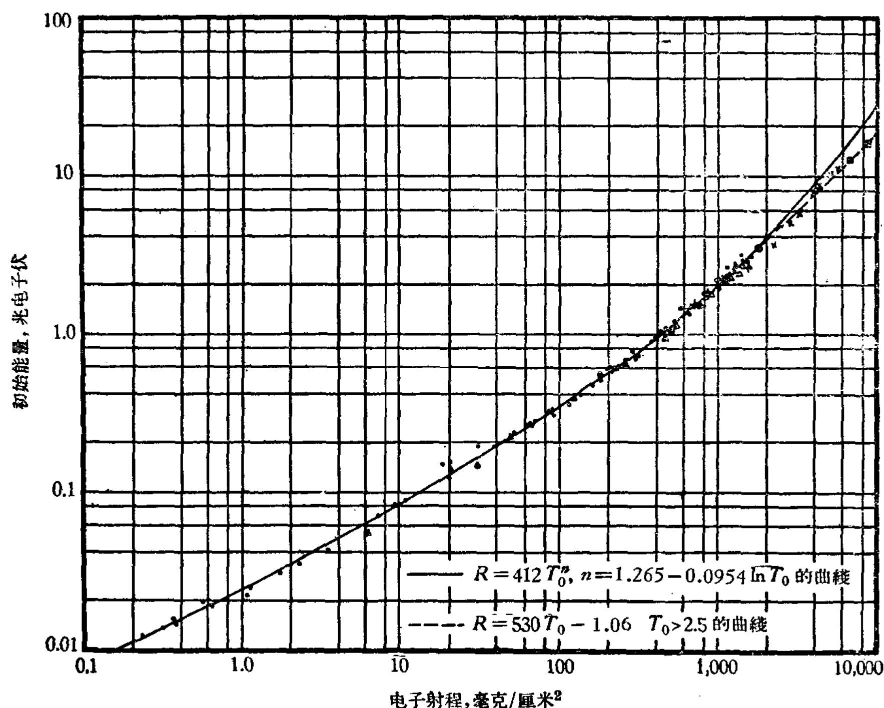


图 11.5 电子射程与初始能量的关系

成正比例. 因此为了簡便,我們把射程 R 作为吸收电子全部能量所需物質的毫克/厘米^{2}数,也就是不論任何物質要有一定的質量才能阻挡住电子. 所以当单位面积質量越重时,它所需要的防护层厚度就越薄.

对于带电粒子进入吸收物質后,由于散射使其能量損失,而速度逐漸减低,最后終于停止. 其所通过的距离用下面的經驗公式进行計算,可参看图 11.5.

当电子的能量 $T_0 < 2.5$ 兆电子伏时,其計算公式为:

$$R = 412 T_0^{1.265 - 0.0954 \ln T_0}. \tag{11.5}$$

当电子的能量 $T_0 > 2.5$ 兆电子伏时,其計算公式为:

$$R = 530 T_0 - 1.06. \tag{11.6}$$

公式(11.5)和(11.6)中的 T_0 以兆电子伏計.

§ 11.4 α 粒子、質子以及重原子核碳、氮、氧对物質的作用

当 α 粒子、質子(用"p"来代表)以及重原子核碳、氮、氧等粒子所具有的能量足够大,能突破由于同性电荷相排斥的庫伦势垒时,就可以引起各种原子核反应. 如用質子从原子核打出一个中子,簡单表示为 (p, n) 反应;或 α 粒子从原子核打出一个中子,簡单表示为 (α, n) 反应. 若能量再高时,可发生 $(\alpha, 2n)$;(α, pn);$(p, 2n)$;(p, pn) 等核反应. 但我們考虑得更多的情况是粒子的能量不够大,不能够打入原子核以及不能引起如上所說的核反应. 这些粒子的作用只能是电离作用,是与原子的外层电子云起作用,即通过一連串的碰撞把吸收物質原子里的电子打出去,发生与电子的散射作用. 其能量消失的主要特点是:从粒子走过的路程来看,刚开始因速度高,这时与吸收物質的作用反而很弱. 随着所走过的路程增加,其速度逐漸下降. 这时因为能量較小速度慢,运动着的正电粒子与物質中的电子吸引效果大,故与物質的作用反而強,这具体要用量子力学来計算. 由于这里考虑的粒子速度不大,与光速还差很远,故其計算不考虑相对論的修正. 計算的結果可以用物質的阻止本領来表达. 如果每一个粒子在吸收物質中走过单位路程后所損失的能量为 $S = -\dfrac{dE}{dx}$,而 E 为粒子的动能,则

$$S = -\frac{dE}{dx} = \frac{4\pi z^2 e^4 N}{m_e v^2} Z \ln\left(\frac{2 m_e v^2}{I}\right), \tag{11.7}$$

其中: ze 为粒子的电荷; v 为粒子所具有的速度; m_e 为电子質量; Z 为吸收物質的原子序数; N 为吸收物質每立方厘米中的电子数; I 为吸收物質的平均电离能. 因为不考虑相对論的修正,所以 $E = \dfrac{1}{2} m v^2$, m 为粒子的質量,则 $v^2 = \dfrac{2E}{m}$, 以此代入 (11.7)

式得阻止本領 S 的計算公式为

$$S = 2\pi \frac{z^2 e^4 N m}{m_e E} Z \ln\left(4 \frac{m_e}{m} \cdot \frac{E}{I}\right). \tag{11.8}$$

从公式(11.8)中可以看到，質量 m 越大，电荷 z 越大的粒子，其物质的阻止本領就越大．如果当粒子的动能相等时，則对 α 粒子的阻止本領比質子大，对碳、氮、氧的阻止本領将更大．实际上阻止本領中的能量消耗也主要是用来产生电离作用．阻止本領 S 越大，每厘米路程的电离也就越大．公式(11.8)也表示出，当粒子的动能越小，S 越大；也就是粒子越接近其路程的終点，电离能力就越強，造成的电子离子对也就越密．这是質子、α 粒子以及其他原子核粒子的共同特点，所产生的电离密集在粒子路程的終点附近，这对生物作用具有重要的意义，这在以后将詳細叙述．

§11.5 中子对物質的作用

中子是一个不带电荷的重基本粒子，其質量約等于質子，比电子要重得多．它和質子是組成原子核的基本粒子．根据中子所具有的能量不同分为慢中子，其能量 $E < 1$ 千电子伏；中等速度的中子，其能量为 $1 < E < 500$ 千电子伏；快中子，能量在 $0.5 < E < 10$ 兆电子伏，而能量 $E > 10$ 兆电子伏的中子为很快中子．其中慢中子与重原子核作用时有很敏銳的共振吸收，吸收截面积很大，其能量为 1—1000 电子伏．而中等速度的中子主要是引起弹性散射，其能量 $E < 1$ 兆电子伏．快中子所引起的是原子核反应，其中最主要是非弹性散射．更快的中子还会引起中子的发射，如$(n, 2n)$以及散裂反应。这里我們只討論在一般的能量情况下，即小于 0.5 兆电子伏的中子．因为中子不带电，容易穿入原子核內，与电子的作用弱，主要是与質子及核发生作用．能量在 1 兆电子伏以下的中子，其主要作用类型有两种：一种是弹性散射（見图 11.6），即中子穿入物質的原子核后与核发生碰撞，中子又重新被弹射出来，而能量就有所損失；碰撞后的原子核保持其初始結构状态，但可以因此而取得一定的速度．这种作用一直进行到中子速度和物質中原子核因热激动所具有的速度相平衡为止．在一連串碰撞中，所打出来的原子核就成为带电重粒子，它在吸收物質中如上节所述，产生密集的电离作用．另一种中子与物質的作用是 γ 吸收：中子打入原子核后与核結合形成一个新的原子，即原来原子的同位素，同时放射出 γ 射綫，其作用可参看图 11.7．而 γ 射綫根据它的能量大

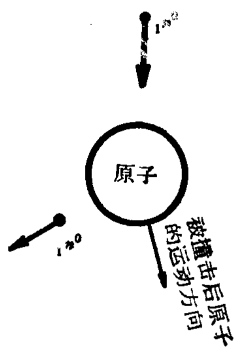


图 11.6 中子的散射

小,可对吸收物質継續引起相应的作用,即 § 11.2 所述的光子作用.

由于原子核相对于原子而言是相当小(原子直径为 10^{-8} 厘米, 而原子核直径为 10^{-13} 厘米, 即原子直径为原子核的十万倍),所以中子不易击中原子核,从而中子的穿透力很強,不易阻当. 另一方面,不論那一种中子对物質作用时, 原子核都要受到反冲作用, 吸收了一部分能量形成一个带着电子运动的原子核, 即是一个带电的离子,本身又起比較密集的电离作用. 当中子与原子核的作用为 γ 吸收时, γ 射綫放射出来以后,也可能引起电离作用. 因此,虽然中子本身不能产生电离,但其作用的最終效果还是电离作用.

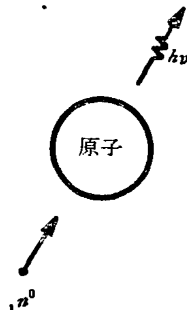


图 11.7　中子的 γ 吸收

γ 吸收有很大的选择性,一般作用的截面积小. 但是,如果吸收了一个中子能使原子核形成一个更加稳定的原子核, 那么, γ 吸收的截面积就大,作用容易发生,否則只能形成弹性散射. 这在中子速度低的时候,即所謂热中子,运动速度等于分子运动的速度,在几百米/秒左右时,选择性特别明显;例如在反应堆中用来吸收热中子的硼 10 (B^{10}),它吸收热中子的能力特别強.

§ 11.6 輻射对人体的作用

前面的叙述已經給了我們一个概念:这些射綫实际上都是光子和粒子流,它們射入物体时是与物質的原子起不同的作用. 但是,这些作用最終所产生的效果是使物質产生电离效应, 原子产生了电离也就影响到物質原有的結构和性質. 人体是由各个器官、肢体等組成,它的最基本的生命单位是細胞. 就細胞而論,它也是各种元素的原子以不同的結构形式結合成的整体. 因此輻射綫对人体来說同样会产生作用;这些作用的結果也是使細胞中的原子产生电离效应, 从而使原来的分子或細胞結构遭到破坏. 显然,由于細胞的結构被破坏,細胞也就失去了原有的功能,也就是細胞死亡. 所以当人体内某个器官或某个部分的細胞大量或全部被破坏,这时整个器官或部分就会失去它的功能. 当一些重要部分受到严重的破坏时, 将会导致人的死亡.

此外,就是对細胞的各部分来說,破坏作用也不是不分輕重的. 大家知道,細胞是由一层細胞膜包着的細胞核組成,核内有染色体. 生物学和細胞学研究告訴我們:染色体是細胞中最重要的部分,它是支配整个細胞的生长、发育和分裂繁殖的中枢. 当細胞中的組成原子因受到輻射作用而电离, 原子間的結构, 即分子也就改变了;那么

分子的原来結构必然改变,細胞的組織也就遭到破坏. 这个破坏作用对細胞活动的中枢染色体来說,尤其严重.

前面所提到的各种輻射粒子的能量幷不大,对于物理学家用来研究基本粒子是不够的;但是,这个能量对于生物体中原子的电离作用确仍然是很強的,所起的作用足以破坏生物的細胞和机体,影响人們的健康. 因此,研究这些輻射对人体各种組織、各种器官的損伤是十分必要的.

人体細胞的直径为 10—100 微米,而其中水分占了很大的比重. 因此,对整个人体而言,其比重与水相近,只稍大于 1.0,所以可以算得每个細胞的重量为 10^{-9}—10^{-6} 克. 如果用以除体重,則可得出人体的細胞数大至为 10^{11}—10^{14} 个. 同时,大家都知道,人的整个躯体都是被一层皮肤包着,而皮肤又分为外表皮和眞皮. 外表皮是最外层,实际上它是一层大約为 70—200 微米厚的大部分已經死亡的細胞构成. 外表皮厚度随人体各个部位不同而异;表 11.2 列出了人体各个部位外表皮的厚度. 紧接外表皮的是眞皮. 在眞皮层中才开始有血管,神經末梢等,再往里面才接触到肌肉、器官等. 这样当人处在輻射区内,不同的輻射綫就会穿入人体,而这些微粒在进入人体时,首先必須通过外表皮、眞皮,最后到达人体内部. 那么,我們不难理解表皮对人体也起着一定程度的防护輻射的作用. 特别是外表皮,虽然大部分由死細胞組成,但它对于輻射粒子仍然起吸收作用. 因为它是已死去的細胞,即便是原子因电离而破坏,对于人体确沒有任何影响,实际上人的外表皮也就成了防止輻射綫破坏的一个天然防护层. 但是,值得指出的是,由于它比較薄,因而它虽然能吸收掉一部分射綫,但射綫較強时还是会使人体内部受到破坏. 其次是对一些強穿透力的射綫(如中子等)它的防护作用确不大,还需要研究专門的防护設备来阻挡这些射綫.

表 11.2 人体的各部位外表皮的厚度

部 位	外表皮厚度(微米)
手 心	800
足 跟	1400
前額及耳朵上部	36—40

§ 11.7 輻 射 剂 量

首先,我們来看看輻射剂量的单位問題. 最初对輻射剂量規定了一个基本单位,叫做"伦琴"(Roentgen),一般簡称为"伦". 它的意义是对光子輻射而言,在每立方厘米的物质中通入的光子能量使物质产生 1.6×10^{12} 对离子、电子(即 1.6×10^{12} 对离子、电子/厘米^3,或相当于 1.6 对离子、电子/微米^3). 因此,給我們一个概念:在一个細胞中,一伦的輻射綫能产生几千到几万对离子、电子,即影响到細胞中的几千到几万个

分子的性质和結构．然而由于这門新科学——輻射生物学还很不成熟，故这个单位也并不是十分准确的．因此，也有另外一个定义：1伦相当于83尔格/克(即1克物质在射綫照射下，吸收了83尔格的能量)，这个数也只是一个大概的数字．因为实际上产生一伦时，每克物质所吸收的能量，并不一定都为83尔格，也就是因吸收物质不同而异．表11.3中列出的一些数据足以說明这个問題，因而取83尔格/克只是一个代表性的数字，一般也有取85尔格/克的．为了使单位統一起見，1954年国际輻射学单位委員会(International Commission on Radiological Units)确定以100尔格/克为1 rad．但对于X射綫、γ射綫等以外的粒子也用rad表示是不很适当的．因此就提出以相当于伦的物理当量伦(rep)，所謂物理当量伦是任何一种电离輻射所产生的剂量，在这样的輻射作用下，一克物质所吸收的能量等于剂量为1 rad的X射綫或γ射綫的剂量，不过这时用rad表示的物理剂量和用物理当量伦(rep)表示的剂量相等．对X射綫及γ射綫(～3兆电子伏)，其rep可以与伦等值看待，即

表11.3　人体組織中在一伦光子照射中所吸收的能量

人体組織部分	光子初始能量（千电子伏）		
	835	124	12
脂肪	89尔格/克	84尔格/克	42尔格/克
肌肉	75尔格/克	94尔格/克	87尔格/克
骨头	157尔格/克	245尔格/克	883尔格/克

$$100\text{ 尔格/克相当于 } 1\text{ rad} = 1\text{ 伦} = 1\text{ rep}. \qquad (11.9)$$

問題的复杂性还不仅在于各种物质产生一伦所吸收的能量不同（故单位只是一个代表性的），而且也在于生物体內具有一定的維修能力，所以当人体的細胞受到輻射綫的作用而使原子发生电离，生物組織遭到破坏时，如果这种破坏程度不是太严重，那么細胞本身可以自行修补．其实对于人体的一些部分而言也是这样，当其中一部分細胞因电离效应而破坏，人体本身也有能力来修补，使之恢复常态．但是应当指出，这种修补須在不太严重的情况下才有可能．对于各种細胞或机体的修补能力也各有所异，目前还研究得不十分清楚．可是无論如何我們在考虑輻射对人体的危害不能簡单地只考虑它破坏的一方面，而不顾及到人体的維修能力的一方面．

一提到射綫，有人就联想到射綫对人的危害作用．似乎射綫对人很陌生，也似乎射綫就是和危害連在一起．其实不然，人們是經常处在射綫的照射之下的．自然界存在着的碳(含有天然放射性同位素C^{14})，鉀(含有天然放射性同位素K^{40})和天然放射性鐳(Ra^{226})，实际上它們也以微量存在在人体內，并不断地放射出射綫照射着人体．此外天然矿物也有放射性物质；宇宙射綫的很少一部分也通过大气层照射着人体；在近代医学上常用各种射綫来照射人体，检查疾病和治疗病症．但对于这些健康

的人都能自然地适应，而毫不影响健康，当然人們对它也就毫无感觉．这就説明了人体是可以經受一定量的射綫的照射而能完全正常生活．表 11.4 列举了日常生活中，人們所受到各种射綫照射的剂量，一般总起来約为 400 微 rep/日．

表 11.4 人在日常生活中受各种射綫的照射剂量

輻　射	来　源	微 rep/日*
人体的天然放射性	鉀 40	50
	碳 14	4
	鈾(平均分布)	20
地面及水中的 γ 輻射	在火成岩上	400
	在冲积层上	200
	海面上	150
宇　宙	宇宙綫	100
代表性的总和		400

* 微 rep/日 $=10^{-6}\times$ rep/日

既然人体可以承受一定量輻射剂量，那么到底能受住多少剂量、在多少时間內被照射是一个十分重要的問題．只有搞清楚了这个問題，才能决定要采取什么样的防护措施，来使人們能够長期正常地进行工作（当然这里是指宇宙飞行和从事原子能及其他放射性場合中的工作），也就是說人体有一定的电离率的限制，在这个限制之下，我們可以不必耽心它会对我們带来什么危害．国际輻射保护委員会 (International Commission on Radiological Protection) 建議用下列标准可以保証人体的安全(見表 11.5)．并規定，对于在輻射綫照射下进行工作的人，每周总剂量不得超过 0.3 rad，即每天不得超过 0.05 rad（以每周工作六天計算）．这个标准是根据原子能工业的实际經驗得出，并不十分准确；但是，就实际采用的結果看来还是保险的，也就是說在这样的剂量照射下，人体本身完全有能力来及时恢复被电离破坏的原子細胞或机体．

表 11.5 光子对人体器官照射的安全剂量标准

对造血器官眼，生殖腺	0.3rad/周	0.05rad/日
对皮肤	0.6rad/周	0.10rad/日
局部：对手、肩膀、足及足踝、头及頸	1.5rad/周	0.25rad/日

上面所談到的只是指光子輻射对人体产生的破坏程度．然而由于各种輻射电离的集中程度不同，同样能量的不同輻射綫所产生对生物的电离效应也就不同，也就是說产生的破坏作用的程度不同．輻射电离集中程度越高，破坏就越集中，破坏作用也越大，就不容易修补．如質子、α 粒子、原子核等重带电粒子，对物質的电离效应主要是发生在粒子射程的終了阶段，那么由于作用集中在一个很小的范围，在一个細胞或部分細胞上，使細胞強烈地破坏，而不易修复，重則影响到整个机体．所以对待物理当量剂量相同，而最后对生物的破坏效果不同的粒子，我們給予这个物理当量剂量加上一个"相对生物效应系数"，表 11.6 即为苏联卫生部采用的标准．表中的新单位"rem"是針对生物而言，謂之生物当量伦，即

$$\text{rem} = \text{相对生物效应系数} \times \text{rad}. \qquad (11.10)$$

可看出，对于光子（X或γ射綫）及电子，它們的生物当量伦与物理当量伦是等值的；而对质子、中子等，这个系数都大于10，説明它們对生物的破坏作用要比光子及电子強得多．因此，在談輻射剂量标准时不应当籠統地説多少伦，而应当采用生物当量伦（rem）．

表11.6　各种射綫的剂量标准

射綫种类	每天的剂量			
	rad	相对生物效应系数	rep	rem
X或γ射綫	0.050	1	0.050	0.050
电子		1	0.050	0.050
α粒子		20	0.0025	0.050
热中子（～0.025电子伏）		5	0.010	0.050
快中子（～20兆电子伏）		10	0.005	0.050
慢中子（220兆电子伏）		20	0.0025	0.050
质子		10	0.005	0.050

这里应当指出，每日最大允許剂量0.05 rem应該是指各种类型射綫剂量的总和，因为剂量是迭加的，所以一个人不能在一天中受了0.05 rem的γ射綫剂量，而又去受0.05rem的其他射綫的剂量．

每天0.05 rem总剂量是长期連續受輻射的安全限度．这并不是説在某一时期一个人不能受超过这个安全剂量的輻射，过了就一定发生永久性的危害．因为卽使一个人受了較大量的放射性輻射，生理器官的某一方面受到了較大的破坏，但是只要以后一个較长时期不再受同样或类似的輻射剂量，那么人的天然修复能力是可以把損害弥补起来恢复健康的．实际上在原子能工业的实践中，也有因事故而有人在短时間受到100 rem以上的总剂量而活下去．因此人的容許放射性輻射剂量問題是一个非常复杂的問題，决不是0.05 rem/日这样一个簡单数字所能概括的．何况我們也知道吃合适的葯会有助于人把輻射病治好，这又加上一个葯物的因素．因此我們所眞想知道的是：在一定医疗措施下，人所能忍受的最大輻射剂量过程，卽在时間的进程中受不同剂量率的可能性：象第一天受50 rem，第二天、第三天以至第三十天受0.05 rem，而第三十一天又受100 rem，第三十二天至第七十三天受0.05 rem等等．我們的問題就在于，目前放射医学的水平还不能給出这个規律．

§11.8 宇宙射綫

从表 11.4 可知，人們在地面上每天約接受 400 微 rep 的宇宙射綫的照射．而实际上原始宇宙射綫比这个要強得多，这是由于地球被一层很厚的大气层所包围着，因此当強烈的宇宙射綫射向地球表面时，絕大部分被大气层所吸收，故到达地面上的宇宙射綫已經十分微弱了，人們完全經受得住它的照射．由于对宇宙射綫的研究，特别是近几年来火箭及星际航行技术的不断发展，要求科学家們很好地去了解它的来源、成分及強度等問題．宇宙射綫是来自太空的高能粒子流，从各个方向射向地球；其中一部分来自太阳，特别是太阳耀斑爆发的各种粒子流尤为強烈，有时能使原始宇宙射綫增強几千至几万倍以上．所謂原始宇宙射綫就是沒有进入大气层(即沒有被大气层所吸收)，而只受地球磁場作用而发生偏轉的粒子流．对于原始宇宙射綫的研究，还是在火箭技术得到迅速发展的今天，才有了实驗的基础．因为人們过去一直生活在地球表面上，生活在大气层的保护下，无法接触到原始宇宙射綫．要想得到它首先一步就是要飞出大气层．

通过宇宙射綫的研究得知，原始宇宙射綫的分布是不均匀的．首先，是由于它来自宇宙的各个方向上本来就是不均匀的．而更主要的是原始宇宙射綫虽然沒受大气的作用，但是确因它本身大部分是由无数的带电的粒子流，在地球磁場的作用下而发生偏离現象，从而使得当緯度增高时，原始宇宙射綫的強度也随之增強．一般在緯度55°以上最強，这样使得在地球的赤道地区只有那些能量大于 140 亿电子伏的粒子才能到达地面上．通过測定得知在高緯度上的原始宇宙綫(即地球大气层外分布最強的宇宙射綫)的成分、強度及剂量列于表 11.7 中．表中所謂粒子強度是指每小时流过一个截面面积为 1 厘米²的圓球的粒子数；z 为粒子带电数量．

表 11.7 原始宇宙綫的成分、強度及剂量

粒 子	粒子带电数 z	粒子強度	rad/日
质 子	1	4460	4×10^{-3}
α 粒子	2	633	2.3×10^{-3}
碳、氮、氧原子核	7	32	1.4×10^{-3}
鎂原子核	12	8.4	1.1×10^{-3}
鈣原子核	20	2.9	1.1×10^{-3}
鉄原子核	26	1.4	0.9×10^{-3}

如果我們让上表中的质子的相对生物效应系数为 5，而其他各种粒子的相对生物效应系数为 10，則可以由表中数据算得地球大气层外的原始宇宙射綫的剂量为 0.088 rem/日．看来这个数据比起規定的輻射剂量 0.05 rem/日大得不多．因此，載人

飞船只飞出地球大气层时，有飞船的外壳及防护服就完全可以使宇宙飞行員不受到宇宙射綫的危害. 苏联不久前所发射的东方一号及二号載人飞船，就是利用飞船結构和宇宙航行服来防宇宙射綫.

但是，要作星际航行或长时間处于大气层保护之外，問題就变得复杂了. 因为必須考虑到太阳耀斑爆发所产生的強大的射綫的侵袭，这时的宇宙綫所达到的強度远不是一般飞船結构或航行服所能解决問題的. 此外，地球的輻射带也是妨碍我們进行宇宙飞行的因素. 下面就专門討論这个問題.

§ 11.9 地球輻射带及太阳耀斑爆发的輻射

在地球外，离西半球地面高度約为 600 公里(有时降至 300 公里)高度上，平行于地球赤道平面有一个厚度約为 6,000 公里，在距地心为 20,000 公里厚度为 60,000 公里的两个环状輻射带，环繞着地球. 前者称为內輻射带，后者称为外輻射带. 对內輻射带研究发现，它的最低高度在西半球，这是因为地球磁場軸与地球自轉軸并不重合是成 11.5° 交角，而使輻射带偏近西半球.

地球內外輻射带是来自宇宙的各种高能的带电微粒，为地球磁場磁力綫所捕获而形成的，一个輻射带就是一个輻射粒子区，这些粒子在磁場的作用下来回繞着磁力綫轉(見图 11.8)，而长期不能逃出. 这些粒子带象一个环套在地球外面，环的軸是地

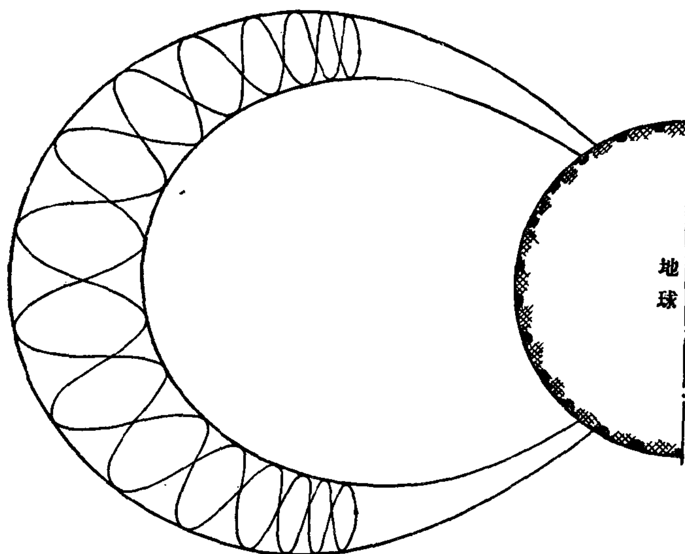


图 11.8　地球輻射带內粒子流

球的磁軸(見图 1.7).

內外輻射带不但高度不同,而且它們的強度及包含的微粒也不同.內輻射带是大量的带正电的質子組成,它的粒子強度为 45,200,000 (单位同表 11.7),粒子的能量达 100 万兆电子伏. 可以看出它所具有的輻射強度要比普通的原始宇宙射綫高 10,000 倍. 根据計算得出,要挡住这样大能量的質子的穿透力,需要鉛板的厚度为 1 厘米;而一平方米这样厚度的鉛板重达 114 公斤. 所以載人飞船要安全地通过这个区域其防护設备的重量将会变得很大,目前看来要使人安全通过这个区域还有很大的困难.

外輻射带实际是由电子組成,其強度比內輻射带小得多. 这些电子所具有的能量不同,可以分为两类: 一类是能量为 20 千电子伏及另一类为 1 兆电子伏. 对于具有前一种能量的电子其射程为 0.7 毫克/厘米^2;对后者其射程达 400 毫克/厘米^2. 对于这两种強度的輻射,实际上利用飞船的結构就可以解决防护問題.

虽然, 目前我們还不能直接通过地球輻射带进入太空 ,但是还可以从别的道路繞过輻射带进入太空. 前面已經提出, 內、外輻射带只不过是两个套在地球赤道上的环,因而完全可以从地球的两极方向上,沒有被輻射带封住的"窗口"飞出去. 这样就避免受輻射带的強烈的影响, 同样可以到达更高的卫星軌道或作星际航行 (見图 11.9).

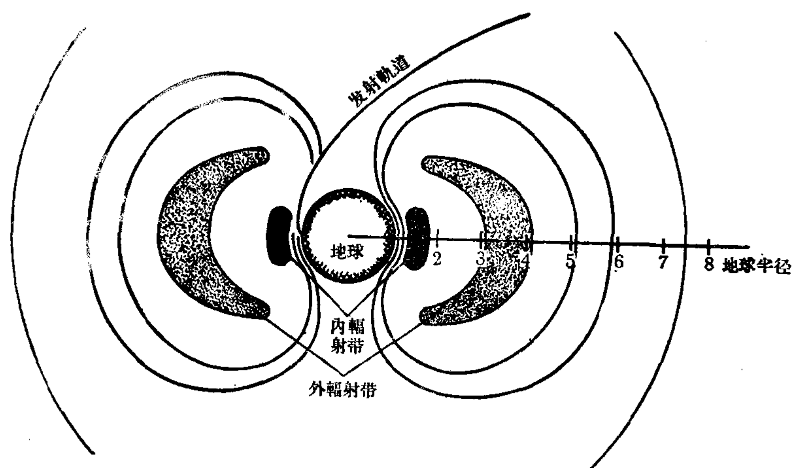


图 11.9 繞过內外輻射带的航行軌道

采用上述办法似乎只要飞船有了一般能抗宇宙射綫的防护設备, 人們就可以飞到其他行星或长期地在高軌道卫星上工作了. 其实不然,在出了地球的大气层保护之后,除了有通常強度的宇宙射綫的作用外,还有前面所提到过的太阳耀斑爆发时,向

地球輻射出的強烈的粒子流，这些粒子流将大大地增強宇宙射綫的強度．当太阳耀斑发生大爆发时可以使宇宙射綫增強一万倍，其时間可以延續好几小时（这种爆发发生时以致地球上的短波无綫电通訊会中断），要想防护或避开都是很困难的．根据天文学上对太阳长期的观察和研究的結果告訴我們：这种大爆发大約間隔十一年发生一次，但是，这个規律只具有統計性，也就是說一般是十一年左右发生一次，而有时也不一定，大爆发的規律性目前还掌握得不够．当然如果人們是在地球卫星軌道的飞船上，当有发生大爆发現象时，可以立即通知飞船降落到地面上，以避开大爆发．但对于星际航行来說，要是碰上了，就是要避开也来不及．所以为了保証人的生命安全，需要进一步掌握耀斑大爆发的規律，也要創制輕質的防护設备．此外，耀斑的小爆发是經常有的，爆发时能使宇宙射綫增強約 100 倍，时間长达几天之久．这种爆发的規律性掌握得也还不够，而且由于是經常性的，要避开也不容易．为了避免遭到它的照射，应当加強防护，也要进一步掌握太阳耀斑爆发的規律，不断从耀斑的观測作出耀斑爆发的預报，使飞船上的航行員能及时采取有效措施进行防护．

§11.10 中子的防护

我們知道中子的穿透能力是很強的，也就是它的射程远，而且中子与物質的原子起作用后还要放出 γ 射綫，因而我們不但要防中子，也要防所产生的 γ 射綫，問題也就复杂化了．防中子問題的重要性一方面在于它不容易防护，另一方面，只要有原子反应堆，如原子火箭发动机或电火箭发动机用原子发电設备，那么反应堆运轉时就产生大量的中子．

原子发动机将用在空气层中一段高度上推动火箭，它产生的大量中子向外輻射，而同时又受到大气的散射．这时对飞船中的航行員来說，中子不单从发动机方面射来，而且从四面八方射来．为了防止发动机工作时宇宙航行員不受中子輻射的侵害，有人建議在飞船船艙中建立一个防护室，发动机工作时航行員可以到里面去躲避中子流的穿透．防护室的最外层是一个通液氫的夹套，以減低中子的速度，使它变为热中子（液氫还可以用去冷却停止推力后的反应堆），然后在靠夹套內层衬上硼 10（B^{10}）来吸收中子，而在最里一层則用重物質，如汞或鉛来吸收当 B^{10} 吸收中子后产生的 γ 射綫．如果采用这个办法，在一个推力为 500 吨的原子火箭上，建立一个在发动机工作时可容三个航行員用的防护室，其尺寸为 $1\times2\times2$ 米^3，那么，即使以短期受总的輻射剂量为 100 rem 来設計，其防护室的重量也得 10 吨．当然我們現在也沒有把握人能短期內接受 100 rem 而无損伤；如果再降低一些輻射剂量，防护室的重量还得大

大增加．当然，地面上的原子能工业要进行安全防护已經解决了，但是地面采用的办法不受重量的限制，如果要想飞上天去，那么，重量則是一个很重要的矛盾． 目前看来，由于我們在这方面的知識还远远不够，要解决星际飞船上对強輻射綫的防护还有困难．

总之，輻射是一个新問題，而輻射对人体影响的研究則是門新兴的科学，要解决各种射綫对人体的作用，就是这些新兴的輻射医学、輻射生物学和生物物理学的重要任务．

§ 11.11 輻射对器材的破坏作用

放射性輻射对物質的作用已在 § 11.2 至 § 11.5 中闡明，总的說来是电离作用，但电离了的原子与本来的原子在化学性質上有所不同，也就是說电离作用也实質上是化学結构的破坏作用．物質的化学結构破坏了也就会改变物質的許多性質．这对人的生理来說是如此，对飞船的器材来說也是如此；所以除了我們在上面所說的放射生理及放射医学上的問題以外，也还有与星际飞船設計有关的放射材料学問題． 表 11.8 是各种器材的輻射剂量极限．因为是一般物質，不是生物，所以剂量单位应当用物理当量伦 rep；也就是器材能忍受的最大剂量，超过了这个限制器材就不能用了，完全失去了它們原有的功能．当然輻射对器材的影响也与射綫或粒子的穿透能力有关，不能光用剂量作的指标；表 11.8 的数字只是一个概略的参考数字． 为了驗証一个元件或部件的可靠性，我們还必需把元件或部件进行眞实的环境試驗，也就是让它在眞实的輻射条件及其他条件下进行运轉，从实驗去測定它們的使用寿命，并发現一个元件或部件的薄弱环节，从而改进設計或材料．这就是这門新学科——放射材料学的一个任务．

表 11.8 器材功能的輻射极限

	輻射剂量极限(rep)
除聚氟塑料以外的电絕緣	10^9
一般电动机	10^8
硅整流器	10^7
电解电容器	10^6
晶体管	10^5
照相胶片	10

表 11.8 中还沒有列出結构材料在放射性輻射作用下的影响，而实际上結构材料也会受輻射作用而变質． 变質的机理是：輻射的电离作用使固体材料的晶体中原子排列受到破坏，在原子完整的晶格中产生空穴，产生缺陷．这与材料冷加工的情况相似，冷加工是通过机械作用来破坏晶体的． 而輻射对材料也象冷加工一样，其效果为加大材料的断裂強度，但断裂时的延伸率降低了，也就是材料变脆了．結构材料变

脆是不利的;在有振动的情况下,容易从局部的裂紋而引起破裂. 此外,有些材料也会因受到輻射对晶体的破坏而膨胀起来,这就引起了外形的变化. 如果在結构設計时沒有考虑到这一点,那也会造成不同材料的結构各部分之間的失調;一部分要伸长,另一部分不能伸长,也会引起破裂. 这些都是放射性輻射对飞船結构所带来的新的研究及設計課題.

第十二章　飞船的設計問題

§12.1 超重和失重

由于人的各种生理特性和要求，給星际飞船的設計提出来很多問題．其中防輻射的問題在第十一章中已經講了，而超重和失重的問題，虽然比起輻射問題要容易些，但它是存在的，还需要进一步来研究．所以，我們在講飞船設計問題之前，首先来談一下关于超重和失重的問題．

在研究超重和失重以前，首先要明确物体的重量概念．我們主观的重量概念，来自于人的肌肉的一种感覚，是外界作用于物体上力的綜合的体現．例如，人在足够高的卫星式飞船上繞地心作圓周运动，当运动的加速度正好与地球对人身体作用的重力加速度相抵消时，尽管有重力的存在，并作用于运动的物体上，但实际上人感覚不到重力的存在，这是因外力作用互相抵消的結果，也就是人处于失重状态．由此看来，重量就是人运动的加速度与重力場所产生的重力加速度的向量差．

超重是指人的肌肉感覚出的重量比正常状态感覚的重量大，其增加的倍数就是超重的倍数．而人在失重状态时，就感覚沒有重量．对于超重和失重的状态，可以作如下的計算来判断．这里設 **a** 矢量为人体在空間运动的加速度；**g** 矢量是考虑到太阳和其他行星的总引力势的空間梯度．如果不考虑其他星球的作用，对于地球的引力势梯度其数值为

$$g_0\left(\frac{R}{r}\right)^2. \tag{12.1}$$

当考虑到地球引力势的方向是向心时，其矢量表示为

$$= -g_0\left(\frac{R}{r}\right)^2\frac{\mathbf{r}}{r}. \tag{12.2}$$

其中：g_0 为地球表面的引力常数；R 为地球的半径；r 为卫星式飞船繞地球中心旋轉的半径．如果考虑到太阳和其他星球的作用，则引力势就为空間梯度．物体与飞船結构接触点的合力与地球表面的重力常数之比，就是超重倍数 n．所以

$$\frac{|\mathbf{g}-\mathbf{a}|}{g_0}=n. \tag{12.3}$$

当 $n=0$ 时，物体处于失重状态．当 $n=0\sim1$ 之間时，物体处于部分失重状态．这

也就是超重和失重状态的过渡阶段. 当 $n=1$ 时,物体沒有超重,也沒有失重,而是处于正常状态. 当 $n>1$ 时,物体就进入超重状态,而 n 的数值大小,就表示出超重程度的大小. 当 n 越大时,其超重就越大.

下面我們将举例說明公式(12.3)的应用. 首先我們来看一下人造卫星的运动;这时,在卫星軌道上物体运动的加速度与地球引力势的方向相同,数值相等,其矢量之差为零,故 $n=0$. 所以在卫星上的物体实际上是处于失重状态,可以参看图 12.1. 其次看一下火箭在垂直起飞瞬間的状态,可参看图 12.2;这时,火箭运动的加速度为 $|\mathbf{a}|=-a\mathbf{g}_0$;而地球引力势由公式(12.1)可得到,其值为 $\mathbf{g}_0$. 这时,物体的超重为

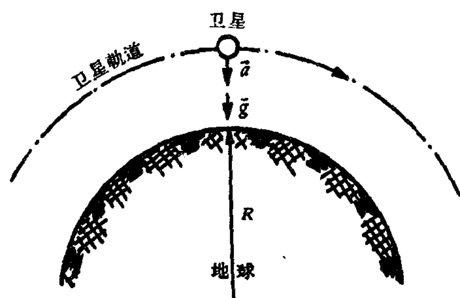


图 12.1　卫星的失重

$$n=\frac{|\mathbf{g}_0+a\mathbf{g}_0|}{g_0}=1+a.$$

当火箭在傾斜飞行时,如图 12.3,其計算可以应用矢量差的办法. 卽用矢量 $\overrightarrow{CA}$ 綫段的数值除以 g_0 就可得到物体的超重. 因此,公式(12.3)对于在任何飞行情况下,都可以用来对超重和失重状态进行計算.

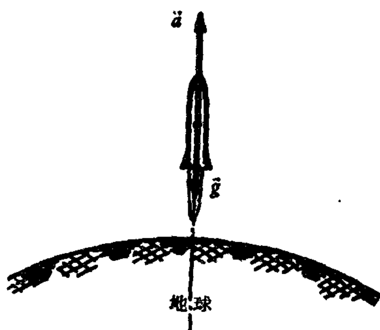


图 12.2　火箭起飞时的超重

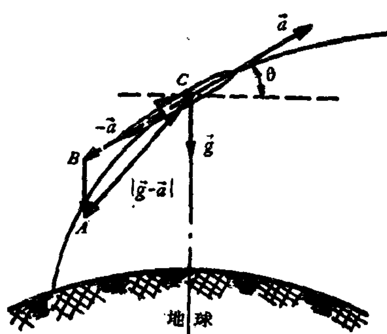


图 12.3　火箭斜飞时的超重

§ 12.2 超重对人的影响

超重主要是对人的血液循环系統的正常工作有影响. 心脏好象是一个泵,由它不断的供給身体各部分的新鮮血液,形成整个身体的一个血液循环系統. 当人处于超重状态时,在重力的作用下,就影响了血液的正常循环,使血液下墮,产生血液过于

集中的現象．这样，身体的其他部分在得不到新鮮血液的情况下，就会出現不正常的生理現象，影响了人的生活和工作的能力．另一方面，人还具有在一定范围內的复原能力，也就是当超重的程度还不够大，同时其作用时間还不够长，沒有超过人的复原能力时，人的各部分机能在超重作用結束后，还可以恢复正常．所以，人还是能承受一定程度的超重．然而，超重对人的影响跟一个人的身体特点有关，即每个人能承受超重的能力是有所不同的，但人对超重的适应能力是可以經过逐漸訓練略为提高．从苏联卫星发射的动物試驗中还发現，在最大加速度作用期間，呼吸运动的頻率超过了原来的頻率 2—3 倍．可以認为，加速度影响了血液到肺的流动，也阻碍了血液的換气，对呼吸的加快起了一定的作用．

人在超重状态下的反应，一般可以分为清醒、昏迷及損伤三个阶段．所謂清醒或者不清醒是指血液循环系統是否能不断的供給大脑适量的新鮮血液．而昏迷是超重的影响在人的复原能力以內．其极限是人的組織机能被破坏．当組織机能被破坏时，人就被損伤．这三个反应阶段的出現与加速度的大小和加速时間的长短有密切的关系；这可以让人坐在特制的离心机上进行测定，根据不同的旋轉半径和旋轉速度，可以得到不同的超重状态．在这些不同的状态下，可以用各种仪器来测量人的不同的生理反应．其三个不同的反应阶段与加速度的大小和加速时間的关系可以参看图 12.4*．

图 12.4 超重限制图

* 因各族人民的生理特点有所不同，其具体的关系也有所变化，故此图仅作参考。

图 12.4 中的不同直径的正圓形代表了不同的超重倍数，即 $n=6, 12, 18, 24, 30, 36, 42, 48$. 其各种不同形状的图形，代表不同的超重时間和加速度，它們相应于超重对人的三种反应阶段. 其中，腎形图形靠內的五圈，表示人处于清醒状态，当加速时間为 5，10，20，50，100 秒时与超重倍数的关系. 而腎形图形靠外的四圈，表示人处于昏迷阶段，当加速时間为 5，15，50，100 秒时与超重倍数的关系. 而最外面的五圈曲綫表示人处于损伤阶段，当超重时間为 10，20，40，60，100 秒时与超重倍数的关系. 四个正向的箭头表示超重的方向. 人形的黑白表示血液的集中情况，而涂黑部分表示血液的集中部分. 从图 12.4 可以看到一些变化趋势：当加速的时間越短时，则可允許的超重倍数就越大. 另一方面可以看到，一个人承受超重的能力跟身体的位置有很大的关系. 也就是說，一个人仰着或俯臥着，对超重的反应和坐着时是不一样的，即是超重对人的作用具有方向性. 这是因为人本身不是一个結构均匀的圓球，心脏的位置是一定的，同时与身体其他各部分的距离都不同. 但其血液循环作用的方向是一定的，因而对人的作用力方向不同所引起的內部变化也不同，所以超重作用具有方向性. 图上指出人能承受最大加速度的方向是人半仰半臥的方向，即人在这个方向对于一定的加速时間所能承受的超重最大. 因为人脑的位置是靠头的后部，故是半仰式的姿势为好. 这个結論可以从苏联的載人飞船中采用了半臥式的座椅得到証明.

总的看起来，超重对人的影响不是一个严重的問題. 因为，在运載火箭起飞阶段，如果采用多級火箭，其产生的最大加速度不到 $10g$，而飞船再入大气层时当角度不大，不用升力的情况，其产生的加速度在 8—$9g$ 的范围. 而采用升力时还可以使加速度小于 $8g$，故一般情况超重倍数在 8—9 之間. 如果我們选择最好的半仰臥式的方向时，人是完全能够承受8—9倍超重，其可允許的加速时間不会小于 100 秒鈡. 而实际上加速度最大的持續时間，一般不会超过 100 秒鈡. 所以，超重对人的影响目前看来是不成問題的. 当然，在加速度很大时人是会感到不很舒服的. 經过苏联二次发射的載人飞船实践的結果，証明了人体能够忍受从胸到背、从背到胸、从左側到右側、从右側到左側的較长时間的超重.

§ 12.3 失重对人的影响

失重是人在星际航行中所遇到的又一个影响因素. 由于地球引力的作用总是存在的，在地球上不能創造出較长时間的失重条件. 因此，关于失重对人的机体影响的性质一直到現在研究得不多. 尤其是长时期的失重对于人在空間的定位能力，人的动

作的协調，对血液循环系統以及生理机能、生理状态的影响等，知道得更少. 这一切都需要进一步全面的来研究.

我們知道，人是依靠前庭器官、視觉器官以及皮肤、肌肉、腱、关节、韧带的感受器这三个系統来准确执行本身的机能，才能在空間中定向，使动作严格协調. 而前庭器官是相当复杂的系統，它位于顳骨蝸軸的迷路中，由位于三个平面上的三个半規管和一个很敏感的耳石器官組成. 借助于半規管，人感受到加速度，而耳石器官首先对重力变化发生反应. 耳石器官位于几个半規管的連接处，它是一个腔，腔底布滿敏感的神經細胞. 神經細胞上长着极細的毫毛，上面有碳酸和磷酸鈣盐的一些小結晶体——耳石，浸在胶冻物质中. 当头的位置或重力改变时，支撑耳石的毫毛弯向一边，使耳石接触一边的神經細胞，有神經脉冲从耳石器官传到中枢神經系統，根据收到的信息，人体在空間的正确定向得以实現. 因此，前庭器官是定方向和定加速度的系統. 而皮肤、肌肉、关节等感受器是一个重量的感覚系統. 当人处于失重状态时，这两个系統都失去了应有的作用，只能使用視觉器官. 虽然，視觉器官还具有一定的定位能力，但总的定位系統效能是降低了. 这里也說明了三个系統是互为补充的. 这是問題的一方面，而更主要的困难是因前庭器官与人的植物神經系統是紧密相連的，人的植物神經系統是調节諸如消化、心脏活动、血管伸縮、排汗等等之类的自动机能的. 因此，前庭器官机能的变化可能引起上述各系統机能的重大变化，影响到人的整个生理活动.

为了研究失重对人的机体影响，最初使用的方法是使人坐在具有較強弹射力的椅子上，当人被弹出后就可以造成 1—2 秒鈡的失重. 又如，电梯突然下降时，也可以造成1—2秒鈡的輕微失重状态. 这种方法因失重作用持續的时間太短，不能提供有价值的結果. 另外，有人还提出了給人穿上特殊的服装，把人放入比重等于人体比重的液体中. 这种方法可以模拟人在失重状态下皮肤、肌肉、腱、关节、韧带的感覚，也是有意义的. 这些实驗，提供了在接近失重状态的条件下，一部分神經感受器的活动已經中断时机体机能的材料. 目前，在飞机上作試驗，使失重的研究工作向前迈进了一大步. 可参考图 12.5. 当快速飞机在一个快速俯冲之后立即上升，并沿拋物綫路飞行，其拋物綫的发射角为 40° 到 50°，如果角度再增加，那么当飞机到达拋物綫頂部时，飞行速度太低，飞机将不易控制. 在飞行时让发动机的推力刚好抵消空气阻力的作用，同时調节攻角，使飞机的升力也等于零而离心力会与重力平衡，所以飞行是在失重状态下进行的. 在这条件下，最大飞行速度的飞机可以造成 40—60 秒的失重. 这也是目前在地球附近能模拟的最大限度的失重状态.

这一类实验的結果查明，循环系統和呼吸系統的机能方面沒有发生重大的变化，脉搏和呼吸的頻数和节律、动脉压力和心动电流图沒有严重偏离标准状态．失重对視觉和听覺也沒有显著的影响，睁着眼睛进行空間定向和动作协調的能力也沒有发

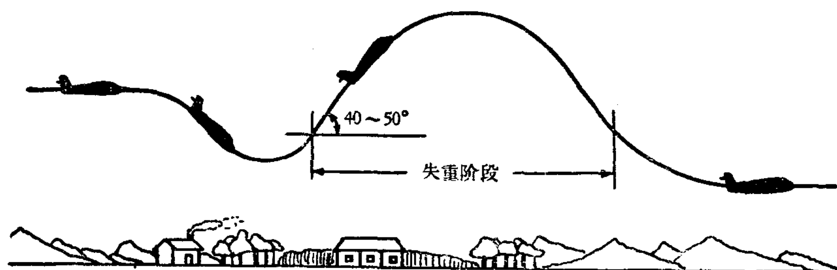


图 12.5　利用飞机制造失重

生很大的变化．这可以由受試驗者能够完成相当細小的动作，如可在記事簿上記录，使用电报鍵等得到証明．其主观的感觉与每个人的生理特点有密切的关系，如有的人会感到恶心、头暈，甚至失去定向能力，而有的人感覚自己很好．同时还看到了，当人們进行了多次失重試驗之后，对失重的适应性有所提高，这証明了对失重适应性的鍛鍊是可能的．在飞机上所进行的实驗观察，因为时間还是太短，只能証明短时間的失重对人是沒有影响的．但是，星际飞行可能持續的时間不是几十秒，而是几星期、几个月，甚至是几年．因此，必須对这个重要的課題継續进行研究．苏联两次发射的載人的卫星式飞船提供了有价値的研究結果．尤·阿·加加林在失重状态中停留了約一小时，在他身上沒有发現任何特殊的不良后果．他进餐、写字、进行必要的观察都沒有感到特殊的困难．这也就証明了：在失重状态时，虽然前庭器官和皮肤、关节等已失去作用，但人体对失重是可以适应的．人的視力可以帮助人对自己动作进行必要的校正．格·斯·季托夫的飞行，研究了人在飞船条件下生活一昼夜的特点，以及宇宙航行員在长时期失重的条件下的工作能力．其結果証明了，失重并沒有影响宇宙航行員实現一切必需的本能的要求：如进飲食、大小便以至睡覚．但是也不是完全沒有問題，在进入軌道后特别是在刚入睡时，是不太安定的，而且感到輕微的头暈和恶心．这是由于前庭器官在失重的影响下，受到不平常的刺激而引起的．但是，当宇宙航行員采取的初始的預备姿态和使头部不作任何剧烈活动时，以上現象就几乎全部消失了．在睡眠之后有了相当程度的減輕，而在飞船返回地面，超重作用开始后就全部消失了．总的看起来，格·斯·季托夫在較长期处于失重状态下的情况良好，沒有发生任何病理上的疾患．但是在前庭器官方面发現了某些变化，这些变化也沒有

影响到宇宙航行員的工作能力.

但在今后的考察中必須弄清楚,所发現的宇宙航行員在前庭器官方面的反应,究竟只是个人过于敏感的結果，还是宇宙航行員在失重的条件下都会产生这种現象.如果是一个普遍的現象,那么就有必要在飞船上制造人工重力.例如,把飞船作成环形,让它在失重中旋轉,見图 12.6;如果每分鈡轉 N 次，环的直径为 D，那么在环中的超重系数 $n=\left(\frac{2\pi N}{60}\right)^2\frac{D}{2g_0}$,如果,$D=50$ 米,$N=6$ 轉/分,那么 $n\cong1$，人在环中就如在地面上一样.而每分鈡环才轉六圈,人的視覚也不会招致头暈.但这要使飞船的設計足够大才行，当然实現这种具体人造重力的飞船还存在很多技术上的困难.所以从目前所有的試驗和考察証明了失重間題不是象以前想象的那样严重.但长时期的失重对人的影响結果如何，还有待于进一步研究.另外,在超重状态和失重状态相互轉变方面,从苏联多次卫星发射的結果,已可以得出結論:人体忍受从超重到失重的变化过程,比忍受从失重到超重的轉变过程要容易得多.

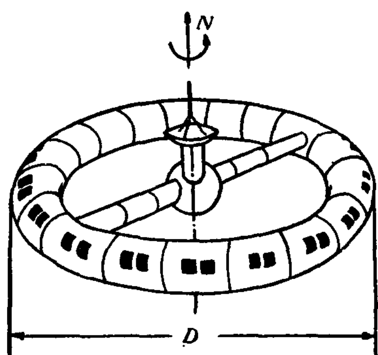


图 12.6　人工重力

§12.4 飞船船艙的設計要求

由前知道:各种大气条件、物理因素(如輻射等)以及飞行的各种因素(包括噪声、振动、超重、失重等)对于仪器、設备以及人都有性质不同、程度不同的影响.由此也給飞船的設計提出了很多的要求,尤其是对載人的飞船設計要求更高.也就是說,人生存的因素是飞船密封艙設計时考慮的重要原則.密封艙不仅要保証人在飞行的条件下生存,同时还要維持較高的工作效能.这里对飞船船艙的設計及要求作一簡略的概述.

首先,船艙(即駕駛員座艙)应該是一个絕对封閉的系統,即是一个密封艙.其外表复有热保护层,可以防止它在稠密的大气层中下降时受到高温的影响.座艙壁上有用耐热玻璃保护的舷窗,使星际航行員在沿軌道飞行期間,以及在下降时都可以进行观測.为了防止航行員眼睛受到太阳光的伤害,在舷窗上設有在必要时关閉舷窗的装置.为了保証航行員舒适和安全的工作,在船艙壁設有两个快速开启的艙門,以便在必要时使用.在苏联东方号飞船中,航行員是坐在船艙的特制座椅中.座椅是

一整套系統和裝置，它保証星际航行員可以長期居留于飞船座艙中，可以保証航行員在必要时安全脫离飞船和降落到地球表面．座椅中有专門装置，来保証当飞船起飞和进入軌道期間发生事故时，使航行員能自动、安全地脫离飞船和着陆．座椅中还带有氧气儲备和通风装置，保証穿着宇宙服的航行員的生活方便．此外，东方号的座椅中还有收发两用的无綫电台，以及儲备的食物和最必需的用品，供航行員在着陆后使用．在航行員离开座艙单独着陆时，座椅的降落伞系統，可以保証他稳定而平緩地降落到地面上或水面上．如果降落到水面上，他还可以利用橡皮气艇；橡皮气艇在落到水面的瞬間会自动开展．另外宇宙服本身可以使航行員在水中保持仰卧姿态．宇宙服的隔热和密封程度可以使航行員在冰水中呆上十二小时而沒有不愉快的感觉．同时，宇宙服的头盔有一个带玻璃的舷窗，当船艙里空气压力或气体成分越出容許的标准限度，它就会自动关上，也可以由人来开关．因此，宇宙服及其各种系統，使航行員甚至在船艙密封出事时也可以操縱飞船．

在东方号飞船船艙里，装有保証生命活动系統和操縱系統的設备，部分无綫电装备，飞船航行記事簿，航行員通过舷窗进行肉眼观测的光学装置，在飞行时观察航行員用的电視攝象机．航行員可以利用送話器、喉头送話器、电話和电动式揚声机，按照自己的意愿打开任一元件，都可以同地面談話随时联系．

苏联东方号飞船的船艙里还設有空气調节和压力調整設备，自动地維持座艙內的正常的气体成分、温度、压力及空气的相对湿度．在必要时，航行員可以干与自动装置的工作，降低或提高空气的温度、改变湿度和气体成分．一般来說，星际飞船船艙空气的压力維持在1个大气压为最好，最低的气压不能低于0.583大气压（这压力相当于离地面4570米的高空压力）．空气的成分一般維持在：氮（N_2）75%，其变化范围为±5%；氧（O_2）25%，其变化范围为±5%；二氧化碳（CO_2）的浓度低于0.5%；一氧化碳（CO）的浓度最大不能超过0.005%．船艙內的温度控制为20℃，变化范围为±5.5℃；相对湿度为35%，其变化范围为±10%．保証船艙內的气候条件是相当重要的，因为人的机体只能够在周围环境稍稍偏离正常的条件下保持正常的生命活动．当周围环境的气候要素有任何偏离正常参数的情况，都会在人的机体中造成額外的生理負荷，降低了人对超重、失重以及从超重到失重和从失重到超重的过渡状态等等的經受能力．为了維持周围环境气候的基本参数接近于正常，故在飞船上設有空气还原系統．它一方面可以保証吸收人所排出的二氧化碳和水蒸汽，另一方面可以释出呼吸所必需的足够量的氧气．在东方号飞船中，这系統所释出的氧的量由宇宙航行員本身的需要来調整，当飞船船艙內空气中的氧、二氧化碳和水蒸汽含量偏离規定

数值的情况时，用特制的敏感元件进行記录. 自动調整器接收它們的訊号后，調整还原器中相应的反应进行速度来控制气体成分. 空气还原装置除自动操纵外，还有一套手操纵装置，同样可以在必要时用来建立理想的船艙內空气的成分、相对湿度和温度. 温度的控制也同时設有一自动以及航行員主动控制的設备.

由于飞船在飞行的主动段和在飞船再入大气层时都可能产生強烈的噪声，其噪声的強度超过了人能承受的范围. 因此，在設計飞船时必須要考虑到噪声对人的影响以及如何降低所产生的噪声的強度. 噪声的強度計量单位是分貝，其具体关系如下:

$$T = 20\log\left(\frac{p_e}{0.0002}\right). \tag{12.4}$$

其中: T 为噪声強度，以分貝为单位; p_e 为噪声的声压，单位为达因/厘米^2, 0.0002 达因/厘米^{2}为人的耳朵能听到的最弱的声音. 实际上 $\left(\frac{p_e}{0.0002}\right)^2$ 是功率比. 而功率比的对数就为一貝. 1 貝等于 10 分貝，故有(12.4)式的关系. 一般人的耳中噪声不应达到 135 分貝，而身体的其他部分所能承受的噪声也不应該超过 150 分貝. 超过这范围人就会产生迷失方向、恶心、呕吐等現象. 而在飞船及运载火箭起飞时，以及在再入大气层时的噪声往往达到甚至超过此数值范围，因此就必須用隔声及吸声的飞船壁. 关于噪声对人体的影响，目前已經掌握了充分的資料，在飞船上只要設有严密的隔音装置，就能使噪声大大降低，一般要求噪声的強度为40分貝以下;这在实际的过程中是可以达到要求的. 因此，噪声对人們进行星际航行是沒有带来任何严重的困难.

除了以上的要求而外，其他还要求:振动頻率从 100 赫至 500 赫时，双振幅少于 0.01 毫米;当振动頻率在 1000 赫以上以及在 60 赫以下，其双振幅少于 0.0038 毫米. 总的看来因飞船离发动机較远，故振动的影响估計問題是不大的. 此外，船艙內应有适度的光亮，而光中不应含有害人体生理的波长. 另外輻射強度应在 0.05 rem/日以下. 以上只是作了簡略的叙述，当进行飞船的設計时，要考虑的具体問題会更多.

§12.5 星际航行中人的生活条件

人們要想較长时間呆在飞船上(卫星軌道或星际航道上)，那么解决人在飞船中的生存条件問題就成了一个十分重要的問題了. 大家知道，人之所以能够在地球上长期生存下去，是因为人們可以从自然界取得充足的日光、空气(特别是氧气)、水分、食物以及其他东西. 因此，也就不觉得这是一个十分严重的問題，然而对星际航行来

說，問題就显得特別突出．因为一个人每天所需要的氧、水分、食物等总共也不过几公斤，对于时間較短（几天至一个月）的航行，目前看来完全可以采用从地球上起飞时就带上这些东西，但是对于时間更长（如一年或几年以上）的航行，要全部依靠起飞时所携带的物品来解决，那么飞船的重量将因带有这些生活品而大大加重，从而影响到飞船的航行效果．显然，采用这种办法来解决长期航行的問題是不行的，但也并不是說就沒有办法了．关于这个問題将要在 § 12.7 中詳細討論．

要解决人在星际航行中的生存問題，首先就应当了解人們生存的最基本、最必須的条件是什么？大家都有这样一个十分簡单的概念：如果人不吃东西，不喝水，用不了多少天就会死去，而人不呼吸則几分鈡就会窒息而死．因此說明空气、水和食物是維持人們生存、活动的最基本最必須的条件．当然这些基本条件在地球上是如此，而在星际飞船上也同样是如此，我們在上节中已有所叙述，这里将計算得出的有关人們正常生活、活动及宇宙航行員在星际飞行时所需消耗的物品及排出废物的一般性結果，列于表 12.1 及表 12.2 中．从这两个表中我們可以看出，对于物质的消耗量，随人的年龄、性別的不同而异．其实也由于民族、体格等具体情况不同而异，表上沒有能包括这一点．但是也可以看出一般情况下一个人在星际飞船上生活一天大概需要消耗 4.4 公斤物质，其中氧占 0.91 公斤，水占 2.59 公斤，干食物占 0.91 公斤．

但問題还在于单单是供給了足够的氧、水和食物还不行，因为人生活在飞船的密封艙中，容积是有限的，同时又由于人不断呼吸和出汗，而使空气中 CO_2 及水蒸汽不断增加．如果不把这些东西除去，那么，同样是影响人的生活，影响人的新陈代謝．因此，必須不断地将人呼出和汗中蒸发的 CO_2 及水分从空气中吸收掉，以保持空气的正常成分．人們吸入空气时主要是取得氧气，然后由血液将氧分配到全身各部，用来与人体从食物中所取得的养分进行“燃烧”，产生能量供給全身各部分生活及活动的需要．人呼出时則是将废气排出，这里包括了吸入的氮气和由体內排出的二氧化碳及一部分水分，其中最主要的是呼出体內“燃烧”后产生的二氧化碳．从人們吃的东西来看，实际上很大一部分都是碳水化合物，如象淀粉；而在碳水化合物的燃烧中，消耗一个克分子的氧气就产生一个克分子的二氧化碳（CO_2）．如果“燃烧”的食物是脂肪或蛋白质，那么，消耗一个克分子的氧气就产生少于一个克分子的 CO_2．所以，我們可以看出人吸入并消耗的氧气和呼出的二氧化碳是有一定关系的．从国外生理学上的研究得知一般人的所謂呼吸系数为

$$\text{呼吸系数} = \frac{\text{呼出 } CO_2 \text{ 克分子数}}{\text{消耗 } O_2 \text{ 的克分子数}} \simeq 0.8.$$

表 12.1 平均最低的代謝(基础新陈代謝)

年龄	大卡/日		消 耗 量 (公斤/日)								排 出 量 (公斤/日)											
			氧 (O_2)		水 (H_2O)		干食物		合 計		二氧化碳 (CO_2)		总水量		排出水分的分布							
															呼 吸		汗		尿		粪	
	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女
18	1783	1440	0.55	0.45	1.54	1.27	0.55	0.45	2.64	2.17	0.68	0.55	1.77	1.45	0.25	0.21	0.36	0.29	1.04	0.86	0.10	0.09
25	1760	1442	0.55	0.50	1.54	1.27	0.55	0.45	2.64	2.22	0.68	0.55	1.77	1.45	0.25	0.21	0.36	0.29	1.04	0.86	0.10	0.09
40	1641	1344	0.50	0.41	1.41	1.27	0.50	0.41	2.41	2.09	0.64	0.50	1.64	1.36	0.23	0.19	0.33	0.27	0.99	0.82	0.10	0.08

表 12.2 每天正常工作状况下的代謝

年龄	大卡/日		消 耗 量 (公斤/日)								排 出 量 (公斤/日)											
			氧 (O_2)		水 (H_2O)		干食物		合 計		二氧化碳 (CO_2)		总水量		排出水分的分布							
															呼 吸		汗		尿		粪	
	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女
18	3800	2500	1.14	0.77	3.27	2.13	1.14	0.77	5.55	3.67	1.45	0.95	3.81	2.5	0.55	0.33	0.77	0.50	2.27	1.50	0.23	0.15
25	3000	2400	0.908	0.73	2.59	2.04	0.908	0.73	4.4	3.50	1.14	0.91	3.00	2.41	0.41	0.32	0.59	0.50	1.82	1.40	0.18	0.14
40	3000	2400	0.908	0.73	2.59	2.04	0.908	0.73	4.4	3.50	1.14	0.91	3.00	2.41	0.41	0.32	0.59	0.50	1.82	1.40	0.18	0.14

这个表是根据平均每人需要 3,000 大卡/日和呼吸系数 =0.8 計算的，故得出每日总消耗量約 4.4 公斤；其中氧 0.91 公斤，水 2.59 公斤，干食物 0.91 公斤．同时維持平衡約排出 4.4 公斤；其中二氧化碳 1.14 公斤，水 3 公斤，水是通过呼吸、汗、尿及粪便排出的．

由此可見，由于人吃的东西并不完全都是碳水化合物，还有其他如脂肪、油类等物質．一部分氧用来和这些非碳元素"燃烧"，这样一来用掉的氧就不是全部产生二氧化碳，这就是呼吸系数小于1的原因．人的呼吸系数实际上也是与民族习惯、吃的东西成分不同而异．

上述使我們知道了人的呼吸系数后，也就是知道了人每天所需要的氧量和呼出的二氧化碳的量．那么，可以采用一些办法来吸收掉所产生的二氧化碳及水分．对于較短期的航行来說采用化学吸收剂来吸收的办法較好．如果以每个人每天吸入氧气为0.91公斤，呼吸系数为0.82的話，就可以計算出他每天呼出二氧化碳为1.135公斤．因此，也就可以計算出每人每日通过呼吸及出汗，发散在空气中的CO_2及水分，以及吸收掉这些东西需要的吸收剂的克数．这些数据列于表12.3中．从表中的数据

表12.3　吸收每人每日呼出及出汗散发在空气中的CO_2及H_2O所需的吸收剂克数

吸　收　剂	除 CO_2	除 CO_2 及水分
Li	325	400
Li_2O	700	840
MgO	920	1,030
$Mg(OH)_2$	1,335	—
Na，吸收后生成 Na_2CO_3	1,050	1,250
Na，吸收后生成 $NaHCO_3 + Na_2CO_3$	750	900
CaO，吸收后生成 $CaCO_3$	1,290	1,450
CaO，吸收后生成 80%$Ca(HCO_3)_2$	775	970

比較得出，应該傾向于采用Li_2O或LiOH作吸收剂，因为这两种吸收剂的效果較好（每吸收单位量的CO_2及H_2O用量較小），而也較容易取得．吸收二氧化碳和水蒸汽的方法很簡单，只要将座艙中的空气用通风机送到装有吸收剂的吸收器中，空气中的CO_2及H_2O就会自动地与吸收剂起作用，而从空气中清除．

飞船船艙中的压力和温度的控制也是一个十分重要的問題．首先是如前节所述，压力必須控制在一个大气压左右．其次是艙內的温度，人們一般生活在20℃左右觉得最舒服，但是我們知道飞船外部的温度变化是很大的，如在起飞时飞船通过不同的大气层高度，这时就会遇到+80℃和−80℃以下的气温．在太空中受太阳光照射的一面可以高达100℃以上，而朝向黑暗的一面則可低到−100℃以下．特别是在飞船再入大气层时，由于空气的阻力而产生的高热，即便是有冷却或防热的措施，也会达到好几百度以至1,000℃以上的高温．因此，如我們不对飞船的座艙采取完善的隔热措施，人在里面是无法生存的．这些隔热措施当然可以采用絕热材料来解

决．苏联已經解决了这方面的間題，东方一号及东方二号上天就是实际的例証． 但是只隔絕了飞船外壁向內的传热还不行，因为人体由于活动以及体溫高于环境溫度即要向外散发出热量．这些热量也会使气溫逐漸升高，那么还必須对气溫进行調节．其調节的办法：如座艙中溫度低了就可用太阳光能量来升高空气溫度；如果溫度高了，則可以利用通风使空气經过冷却器的办法来解决． 冷却剂的过多热量最后由飞船表面阴凉部分的輻射器散入太空．

§12.6 氧气及水分的供应

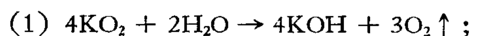
解决星际航行中生活物質的供应問題是一个很关鍵的問題．在这一节里主要講短期的，即一两个月以下航行的供应．对这类供应由于时間較短，故总合重量还幷不太大，最簡单的办法是全部都在起飞时带着．对食物来說，目前看来只有这种办法最适合，而对氧和水来說还可以采用一些更加节省重量的办法来解决，下面就分别叙述．

氧 气 的 供 应

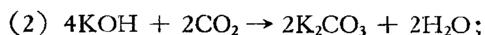
首先，我們可以采用目前已經掌握了的成型的办法，就是利用現代航空所采用的液氧或气氧系統． 液氧系統是将液态氧装在絕热的低溫容器中带到飞船上，与液氧容器联接的有加热器，使液氧加热气化，逐漸地补給到空气中． 这种办法很簡单，但对整个飞船来說还得需要有单独的供应水和淨气設备．

其次，結合供水給航行員的同时来供氧气．这种办法比較簡单，一举两得．在起飞时携带适量的过氧化氫（$90\%H_2O_2$），利用过氧化氫在催化剂的作用下分解为氧和水．用这种浓度的过氧化氫每生产 50 公斤氧气的同时可产生 68 公斤水．这个办法的优点是：人們已經能很好地掌握了反应及整个工艺过程，幷且知道如何来控制它，因而是一可行的办法．

第三，結合空气淨化过程来供給氧气．前面已經提到过，用化学吸收剂来吸收人呼出的和散发出的二氧化碳和水蒸汽，那么，我們也可以用一种吸收剂，使它吸收二氧化碳和水蒸汽及产生出氧气来供給人使用． 一种可能的化学葯剂为超氧化鉀（KO_2），它的反应过程为下列化学反应方程：



(1) $4KO_2 + 2H_2O \rightarrow 4KOH + 3O_2\uparrow$；



(2) $4KOH + 2CO_2 \rightarrow 2K_2CO_3 + 2H_2O$；



(3) $4KOH + 4CO_2 \rightarrow 4KHCO_3$．

从反应方程看出，反应采取（1）及（2）过程时，每产生3克分子的氧可以吸收2克分子的二氧化碳，即相应的呼吸系数 $=\frac{2}{3}=0.67$．比起前面提到的人的正常呼吸系数为0.8左右来看，生产的氧过剩了．但是，如果按照反应(1)及(3)的过程进行，那么，相应的呼吸系数 $=\frac{4}{3}=1.333$，也就是說氧生产少了，也不能正常地保持与呼吸系数平衡．因而有可能实际的反应过程是介于两者之間，即經过第一步反应[(1)反应]后，一部分是按照(2)式反应，另一部分是按照(3)式进行，所以实际过程吸收 CO_2 后产生的氧量之間的关系，可以維持呼吸系数为0.8左右．这种办法把淨化空气和供氧結合起来，因此可以省掉单一的供氧系統，从而可以減少設备的重量．

此外，还有人提議利用这样一个事实，即人可以在100—425毫米汞柱的氧气分压范围下生活，那么供氧的最簡单办法，可在起飞时把密封艙中空气的氧分压提高到高限（425毫米汞柱），在航行过程中就不再供給氧气，让航行員逐漸消耗这些氧气．根据計算，如果有6—7米^{3}的容积，氧分压从425毫米汞柱降到100毫米汞柱时的氧气量，就可以供一个人正常生存两个星期之久．看来这个办法十分簡单，但問題在于人要較长期生活在高氧分压或低氧分压以及氧的分压变化又較大的情况下，又加上人在空中失重对生理的影响，是否能够經受得住或正常生活都值得进一步研究．

水的供給

人体对水分的需要也和需要空气和食物一样重要，而且每天每人所需要的水量也是很大的（約2.59公斤）．对于人們短期离开地球完全可以一次带足全部需要的水量，但是时間长了，总重量太大就会显著地影响飞船的航行效果．为了解决这个問題，可以利用人体排出的废水进行淨化处理后循环使用，这样就可以大大地減輕携带重量．下面介紹五种办法可以用来作为解决星际飞行用水的途径．

第一种办法就是利用一般的蒸餾原理，将人体排出的废水(尿等)在蒸餾釜中用电来加热、蒸餾即可将水分和盐类的杂质分开，所得的蒸餾水就可以供給人使用．这种方法的主要缺点是用电量較大，因此需要带有沉重的化学电池或太阳能电池，从而增加了飞船的重量．

第二种办法的蒸餾部分完全和电能加热蒸餾一样，所不同的是直接利用太阳輻射热能．这种办法也有一个缺点，这就是水的沸点較低．如果在一个大气压下蒸餾，那么必須将蒸出的温度較高的水蒸汽冷却到100°C以下才能凝結成水．同时我們也知道，星际飞船中的冷却办法是向黑暗空間輻射散热．单位輻射散热面单位时間所能

散出的热量是与散热面絕对温度的四次方成正比，也就是温度越高，散热效果就越好．但是如果不用高压蒸汽，要凝結成水就需要降低温度才行，相应地就要求輻射面的温度也低，那么就必須大大地增加輻射散热面，这样就使得散热系統很大，而重量也相应地增加，对星际航行来說也是不利的．如果用高压蒸餾，那也会因整个系統的強度要高，重量也不会輕．

第三种办法是用离子交換．人体排出的废水中实际上除去大部分是水外剩下的是盐类，也就是阳离子及阴离子．当通过阳离子交換剂时，阳离子在交換剂作用下被吸收，而代之以氫离子，再一次經过阴离子交換剂，阴离子又被吸收，而代之以氫氧离子．就这样废水就成为可以再次飲用的清水了．

第四种办法是冰冻法．我們知道当含杂质的水溶液被冷冻时，首先析出的是冰，而溶液则逐漸濃縮．因此，可以利用这个办法将废水冰冻后把析出的冰取出，再經过适当处理就可以供应人們使用．

第五种办法是电滲析法．这种办法实际上就是利用离子篩的膜，一种所謂阳膜只許阳离子通过，另一种所謂阴膜只許阴离子通过．因此，如果我們把两种膜交替安排如图 12.7，对每个淡化槽来說，由于电极所造成的电势的作用，从一面的阴膜失去

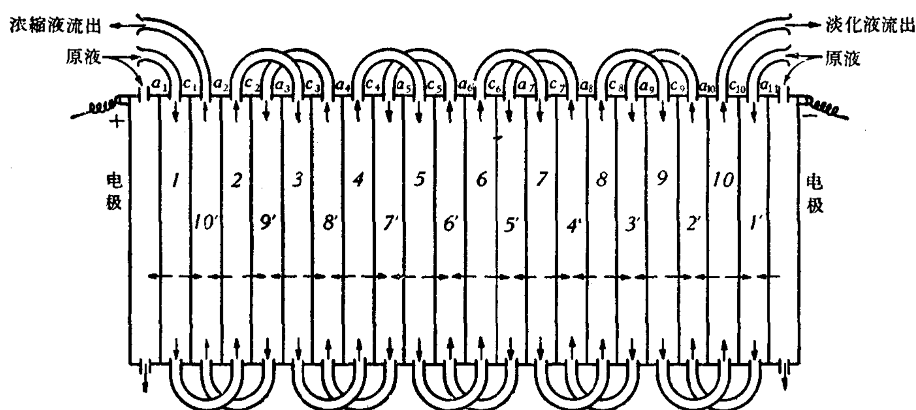


图 12.7　电滲析法流程示意图

1——10 淡化槽；1′——10′ 濃縮槽；a_i 阴膜；c_i 阳膜．

阴离子，从另一面的阳膜失去阳离子，水的盐分就減少了，依此連續作用就能把水中的一部分盐去掉，而盐就集中在其他剩下的一部分水中．废水也就因而脫盐成为可以再次飲用的清水．

从以上五种办法比較来看，前面两种不及后三种优越，因为它們的設备比后三种

要重得多. 因此后面三种办法加以具体化和完善化后,用在星际航行上来解决淨水循环問題比較现实.

§12.7 长旅程星际飞船中的生态学系統

前面所談到的办法和采取的措施,已經基本上解决了短期离开地球的飞行. 但是,要到其他行星去所需要的时間就長得多了,比如往返火星就得一年半左右,往返土星就得五年左右(都是沿 Hohmann 軌道飞行). 这样长的时間,如果完全靠起飞时全部带上这些生活用物質,那么重量就很大了. 就单拿消耗的干食物、氧气和水来看,每个人每年就得 1600 公斤,再加上处理淨化空气所需的吸收剂,以及其他的生活用品和貯存設备就更重了,必然严重地影响到飞船的飞行效果. 上一节已經提到水可以再生循环使用,那么,其他东西当然也应当能够設法再生使用. 由表 12.2 知道每天每个人需要 4.4 公斤氧气、水和食物,而为了平衡起見,每天每人大約也排出体外 4.4 公斤废物. 所以,只要找到一个办法能使这些东西都能再生,那么,人在星际飞船上的生活資料就可以解决了. 下面就来談这个方法.

大家都知道,地球上实际是一个使人类、动物、植物、微生物以及非生物等按照一定自然規律所組成的有机的整体,或称生态学系統. 我們生活在地球上并沒有靠另外的星球給我們送来食物、水分和氧气. 但是自从地球上有生物以来就是正常地生活着、发展着. 这正是由于植物在它的叶綠素的帮助下,把动物等呼出的 CO_2 与水分在太阳光的作用下进行光合作用,制造有机物,放出氧气,这样就供給了人类及动物以食物和氧气. 而反过来人类和动物又給了植物以二氧化碳及肥料. 当然这是一个十分复杂的有机配合和平衡. 因此,地球可看作是一个孤立系統,它只是从阳光里取得高温热能(可見光及紫外綫等),而向外輻射出低温热能(波長較長的紅外綫). 在这个过程中地球上的各种生物之間,依照自己特有的自然規律相互依賴而生存,也就是形成一个复杂的生态学系統.

从这一概念出发,我們完全可以把星际飞船当成一个孤立的小世界来看待,使飞船中按照一定規律和一定的平衡条件来安排人与生物間的循环,也就是与外界的交換仅仅是太阳輻射来的能量,和通过飞船向外輻射出低温热能. 我們在飞船中培育植物,它吸收人呼出的 CO_2 及人体排出的无机盐、粪便等,利用植物的叶綠素在日光照射下,为人制造食物和氧气. 如果能使飞船中配合成一个恰当的平衡循环系統,那么,星际航行的生活資料就得以圓满解决,不再因时間长短而影响到飞船的运載重量.

要造成这样一个孤立系統还有很多困难. 首先,在地球上人們可以利用大量的土地来种植农作物、林木以及养殖牲畜等. 但是,在飞船上由于載重有限,不允許也不可能在上面搞大片土地来种植农作物,所以必須找到一种适合于飞船上培育的"作物",也就是要有极高的生产強度. 經过研究和实驗証明,采用在水中培育小球藻来生产食物,具有很高的生产強度. 小球藻是一种低等水生植物,属于单細胞綠藻类,是直径約为 3—5 微米的綠色小球. 由于它体內含有叶綠素,因而它們能够象其他各种植物的叶綠素一样,充分地吸收人呼出的 CO_2 和水,在日光作用下进行光合作用,生产食物和氧气. 它对太阳光的利用率可达 10%,而人所排出的粪便等废物,则可作小球藻的肥料. 有人发現一种高温品种的小球藻,在 40°C 时繁殖生长得最快(一般的小球藻在 25°C 生长繁殖能力最強),据計算每个人有 300 厘米^{3}的容积来培育这种小球藻,就可以供給他正常生活所需的热量(3,000 大卡/日). 因此,能够成功地利用小球藻作为星际飞船上的食物,氧气的生产者,同时又是人体排出废物的处理者,那么,这将是一个十分理想的办法. 如果小球藻利用太阳光能的綜合效率为 10%,即太阳光能中 10% 变为食物的热量,那么,由于地球附近太阳光能密度約为 1 瓩/米^2,每人每日需 3,000 大卡热量的粮食,可以利用約 1.45 米^{2}面积的正照日光就够了.

其次,人对食物的需要不是单一的,小球藻虽然具有高度的生产效率,而也有較丰富的营养价值,但是人天天光吃小球藻行不行? 是不是还要副食品? 如果需要副食品,副食品又如何供給? 这都是尙待解决的問題.

第三是小球藻所生产的食物中不单純是醣类、蛋白質等人能吸收的东西,而也有如象人不能吸收的纖維素等,必将成为废物排掉,因而在养殖小球藻时还必須严格地控制它产生的各种組分的比例. 总之,人們如果单純吃小球藻是否能长期在宇宙空間生存还是一个十分值得研究的問題.

第四是这个小的孤立世界的稳定性問題. 就是在地球上有时也会碰到一些意外的情况(如天災等),使某个地区的农作物受到損失而暫时地失去平衡,但是地球很大,受到影响而不平衡的地方可以自行調节或人为地調节,随后又可以稳定在一个正常生活的基础上. 在飞船上也不免会碰到一些意外,那么,这时所产生的影响将会波及到整个生态学系統,以致使整个系統失調,而造成某些东西供应不足,失去了应有的平衡. 比如一旦因为某种原因小球藻的生产強度降低了,那么,人就不能得到充足的食物和氧气而难于生存. 因此,要使整个飞船的生态学系統能保証稳定在一个固定的水平上,这是个十分关鍵的問題. 有人也提出遺传变异对平衡的影响,即本来是平衡的系統,但由于生物(如小球藻)一代一代传下去,总免不了有些性質上的变异,它

的生产力、生产效率或营养組成不同了,那就会引起整个系統的不平衡. 是不是要考虑选种技术来控制这个系統? 这也是要研究的問題.

最后还值得指出一点是小球藻本身在生长和繁殖的过程中要产生微量的一氧化碳(CO). 量虽然微小,但是在飞船这一小小的空間里,长时間逐漸积存也会变得多起来,而最主要的問題在于一氧化碳对人有毒害性. 所以,从座艙中排除一氧化碳也是一个必須解决的問題. 这样一来又需要設置清除一氧化碳的設备. 由于一氧化碳的清除又使得循环系統中少掉了物質(碳和氧),那么,时間一长就会使循环系統的平衡遭到破坏,我們还得考虑如何把处理掉的东西变成有利于循环系統的物質,使之重新参加整个循环过程,从而使整个循环保持平衡状态.

当然为了使循环系統平衡,增強人們的营养,增加食物花色,还可以进一步研究寻找更好的办法,如可以考虑养动物或利用高生产強度的酵母来生产有营养的蛋白質等. 但是,这些还只是根据現有的綫索指出了一些小体积、孤立的生态学系統中的可能过程. 要使这些过程变为現实,还有着許多工作要作. 这样一个新的問題,要由生理学、生物学、医学、植物学、动物学以及其他有关科学来綜合研究解决,是一項生产強度比地球上高得多的超級农业. 如果按以上的計算,在地球附近星际飞船上的每个人可以靠 1.45 米^{2}的太阳光过日子,而我們現在的农业是 16 亿亩地养 6.5 亿人,每人合 1640 米^2; 那就是說星际航行中的农业生产的強度要比我們現在的农业生产強度提高一千多倍. 因此,这是一門科学技术上的新領域,它提出了比現代农业更深更广的問題,所以我們可以把这門新的科学称作"星际农业科学". 这也再次說明了星际航行事业大大地促进了各門科学的发展,向它們提出了远远超过一般常規的、最艰巨的課題.

§ 12.8 防微隕石及通过小行星带

穿过地球的大气层后,太空几乎变成了絕对眞空,但是飞船还会不断地受到外来的袭击,这就是太空中存在的隕石和微隕石. 在太空中的尘埃中大块的(隕石)虽然不多,但是小块(微隕石)确不少. 大家不要以为它小就不害怕它,因为飞船在太空中是以很快的速度向前飞行,迎面飞来的微隕石的相对速度就很大,撞到飞船的表面上,仍然会引起很大的破坏作用的. 据計算得出重量为 1 微克的微隕石,它的速度可达 30—70 公里/秒,这时它可以穿透 1 毫米厚的鋁板. 有人估計載人飞船壁为 10 毫米的鋁板或鎂板,每三周就可能被穿透一次. 比 1 微克更小的微隕石并不能穿透这样的飞船壁,而只能打毛飞船的表面,使表面变成象經沙洗后一样. 根据苏联发射的

火箭了解到的情况来看，宇宙空間的微隕石的分布并不是很均匀的，是随时間和地区而变的．因此，要防止和它們撞击是不很容易的，但是可以通过对它运动的規律性的研究，还是有可能找到微隕石較少的区域和时刻的飞行軌道．然而就是能作到这一步也不能完全避免隕石和微隕石的作用，还需要加強飞船的結构強度．为此可采取双层壁結构；对大型飞船可采用船艙分室的办法，来避免微隕石撞击而造成的不良后果，以保証設备及人員的安全．

在第一章里已經介紹过了在火星与木星軌道之間有几层小行星带，它們大約有44,000个．如果我們要到火星以外的行星上去旅行，那么，必須通过这一小行星区域．这些小行星有着他們自己的軌道和速度繞着太阳运动，当然可以研究和掌握它們的規律，但是由于为数太多，要避开它們确实是一件困难的事情，不过这也并不是說就根本无法越出这个区域到外圈的行星上去旅行．当我們摸清了它們的运动規律，再加上对飞船高度自动控制系統的掌握，飞船仍然能够象在海洋中的輪船繞过海底的暗礁一样，繞过这些可能与飞船发生碰撞的小行星．

§ 12.9 飞船的定向系統

飞船在太空中处于失重状态，因而确定它所处的位置和方向是一个很重要的問題．首先是无綫电通訊必須定向，那就得知道飞船現有的方向．其次是确定飞船是否按照正确的軌道方向飞行．第三是人在失重的情况下要确定所处的方位只能用眼睛看时，也只能在知道飞船的方向后才能确定自己的正确位置．如苏联的第一，二，三顆人造卫星上就沒有定向系統，而在向月球发射的火箭上就有定向系統．这是因为此时要求准确度高，如果不能随时确定方向就不能沿要去的目标准确飞去，去完成預定的任务．

要控制和調整飞船的方位，首先一步就是方位的測定．飞船方位的測定，目前看来比較准确而可靠的方法是采用观星或者观太阳的办法，測定太阳或事先选定的星座所在的方位，即可确定出飞船本身所处的方位，从而計算出飞船現有方位与正确航道的偏差，然后再用方位控制、調节系統进行調节．这种測定必須是很精确的．因此，不宜采用慣性定位系統陀螺仪来測定．因为飞船的航行时間一般都很长，这种測量仪在长时間运轉时就会产生漂移現象，就会影响到測量的准确度．此外，对于人造卫星来說完全可以采用測地平綫的办法（参見图 12.8）．当卫星繞地球一圈到明亮区后測其切綫方位角的平均値即确定了卫星的方位．这种办法可以用自动瞄准地平綫；太空是冷的，热輻射的強度低，而地球的絕对温度約为 300°K，有热輻射；冷热的

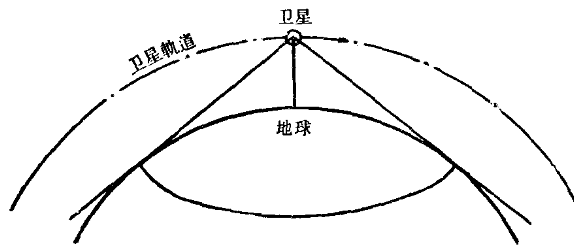


图 12.8 測地平綫及垂直綫法

交界綫就是地平綫.

飞船的定向系統是一个新的控制問題，它有別于运載火箭的制导，它們不是一个类型的問題. 大家知道，运載火箭是在推力、重力和空气阻力作用下飞行的. 因此，对它的控制力矩的大小是与运載火箭本身重量、推力的大小相差不太多，也就是說它的控制力矩通常是以吨米来計算. 对在太空中自由飞行的飞船(在卫星或飞向行星的軌道上)而言，则由于它們完全处于失重状态，能产生使飞船方向偏差和旋轉的决不是什么作用更大的力，而是极微小的作用力(这种力在运載火箭中也存在，但是由于它們比起其他的力来說太微小了，故看不出它們的作用)，这种力通常只能用克或达因来度量.

假設地球(或星)是圓球形的，那么，它对卫星軌道上飞船的引力应对称于地心，并指向地心. 这时如果飞船軸綫和它与地心的連綫完全重合(图 12.9A)，此时作用在飞船上的引力力矩也是对称的，飞船受力平衡不会发生轉动. 但是当飞船的軸綫不和它与地心連綫重合，有一微小的偏角(图 12.9B)，这时作用在飞船上的引力力矩就不对称于飞船的重心了，那么，飞船就会繞重心向箭头所示方向旋轉. 当然这个力矩是十分微小的，但已足以使飞船产生旋轉，因为它是处在自由飞行状态，沒有什么别的更大的外力对它起作用. 有人計算出飞船在这种情况下由于引力的微小差异而产生的力矩为 30 达因厘米/10^{-3} 弧度. 由于在高空仍然有一些空气而产生气动力的作用，对 80 公里高空时气动力矩为 10 达因厘米，200 公里高空时为 10,000 达因厘米. 此外，还

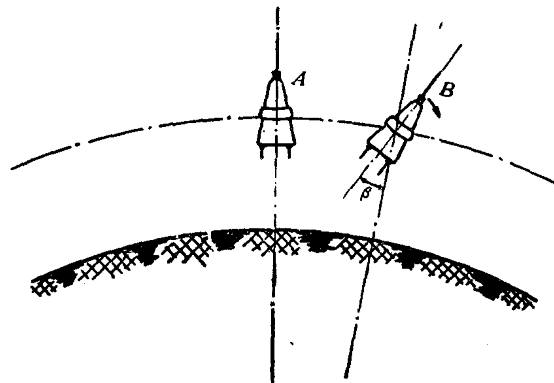


图 12.9 引力場梯度所引起的力矩

有由于地球磁場的作用，也因地球本身实际上是椭圓球形而产生的引力不对称，而使飞船受到微小的力矩的作用；人在飞船中走动或东西的摆动也使得飞船的重心发生极微小的变化．这些作用都会导致飞船的方位发生变化．

使飞船产生偏移或旋轉的力矩是非常微小的，那么，要控制和調整飞船的方位同样也只需要一个很微小的力矩就行了．由于要求的作用力不到1克，而这个力却經常要用它，看来采用第十章里所講的低推力、高比冲的电火箭发动机来产生控制力很适合．如果用一个功率为300瓦的电源的离子火箭发动机，它可以給出500达因的推力(1克力＝980达因)，这就足够用来調节飞船的方位了．

另一个办法是使用电动机带动一个装在飞船上的飞輪(参見图12.10)．当飞輪向某一方向轉动时，整个飞船的动量发生变化，但是飞船是一保守系統，动量是守恆的，因此必須使整个飞船产生相应的偏轉才能保持整个飞船的动量不变，因而使飞船的方位得到調整．由于飞船在三个方向上可以变动，所以用三个互相垂直的飞輪組装在飞船上即可調节飞船在任何方向上产生的偏差．飞船中用来調节方位的飞輪一般是采用高轉速的小飞輪，因为它的重量小，便于起动和調节．

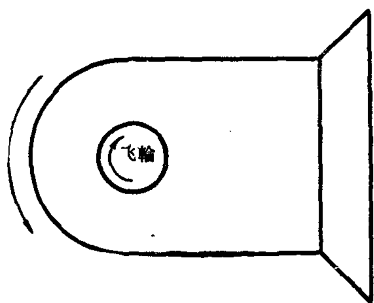


图12.10　用飞輪来調节飞船的方位

目前看来，最适合的办法是将小火箭和飞輪的控制方法联合使用．前者由于作用力矩較大，調节速度快，可以用作粗調；而后者則作用力矩較小，便于用作精調．

方位控制和調节的对象是比較庞大的飞船(至少有好几吨重)，但是确又是十分精細的系統．进行地面試驗时需要在一个专門的密閉房間里，实驗时不得有任何空气流动，因为即便是一很微小的空气流动所产生的力比起試驗的控制力来說就相当大了．这个房間里有一个由滚珠軸承支承着的完全平衡的試驗台，控制調节設备就放在这个台上．房間的內壁必須不反光，象黑暗的太空一样；而在房頂及四壁又安上大小不同的光源，模拟太阳光和星光．飞船的定向系統就在这种特設条件下进行試驗，測定其性能．由此可見，飞船的方位控制是一門新东西，与运載火箭的控制很不相同，它是自动控制技术中的又一个新的部門．

第十三章　飞船中的电源

§13.1 星际飞船中的能源

前面的章节里所講的人造卫星、行星际站和星际飞船，都要与地面保持一定的通訊联系，用雷达、无綫电等测定自己的方位和速度，不断地进行方位和速度的調节．这些都要求供給足够的能量来維持它們的正常工作．特别是对載人的飞船来說，还要为人在飞船中制造适当的生活条件，这也需要能量．这些能量以采用电能最适合、最方便．因此，星际航行中能源的問題是一个如何获得能源，以及将能量变成电能的問題．有人估計在各种类型的飞船上所需电能的情况列于表13.1中．目前看来电源的能源可以有下列几种：

表13.1　各种飞行器对电能的需要量

飞 行 器 类 型	所需消耗的电功率(瓦)
无人的地球卫星	10^{-2} 至 5
无人的行星际站	5×10^{-1} 至 2×10^{3}
有人的飞船	10^{2} 至 10^{6}
有人的电发动机飞船	大于 3×10^{5}

化学能　化学能源是我們日常最熟悉、最常用的能源．它是利用物質在化学变化过程中(即"燃烧"过程)中产生出的能量；比如火力发电厂就是利用燃料(煤或油料等)燃烧产生热能，水吸收热变成水蒸汽(或直接利用燃气)，以推动渦輪带动发电机发电．但是，在飞船上所用的化学能其強度(即单位化学物質所产生的能量)要高得多，而且使化学能变成电能的方式也与一般地面上的情况大有不同．这是由于飞船的运載重量的限制，能源及其設备都应十分輕小，因而采用的"燃料"是能量比較高的；如氫—氧，其能量可达 1.3×10^{11} 尔格/克．

太阳光　在星际航行中，飞船是在太空中航行，总是受太阳光的照射，而太阳光是一个取之不尽的能源．就是在地球表面上，天气晴朗时正射在一平方米的平面上的太阳光有一瓩的能量．如果到了太空中，沒有大气层的反射和散射作用，单位面积上直射太阳光的能量就更多了，达1.38瓩/米²．因此，在星际航行中把太阳光的能量轉变成电能，供給飞船，将是一个好办法，在取得能源的过程中不消耗其他任何物質，

只要有足够的設备来把太阳光变成所需的电能就行了，因而整个能源的重量不会随使用时間的增长而增加．但是，值得指出的是太阳光不是在任何地方，在单位面积上都能产生同样多的能量．因为太阳光的強度是随与太阳的距离的平方成反比，所以，当我們設計太阳能的轉换設备时，設备能力的大小必須顾及到这一点，即使飞船在距太阳最远的位置上，設备所轉换的太阳光能量也能滿足飞船的需要．

裂变能（原子能）　这种能源的主要特点是可以产生較大功率，而且使用时間也較长．因为它实际上就是一套原子能发电站設备，每单位"燃料"所放出的能量很大，比如鈾 235、鈈 239 能放出的能量約为 7.1×10^{17} 尔格/克（这是指"燃烧效率"为 100% 时），也就是当其他条件都相同时，它的"燃料"消耗量只及化学能源的几百万分之一．实际上裂变燃料的"燃烧效率"有时只有 1%，就是这样，它所产生的能量也有 7.1×10^{15} 尔格/克，其質量消耗量也只有化学能源的几万分之一．因而从質量消耗的角度上来看大大优于化学能源，但又不及太阳能．它能产生大功率，能較长时期地供应能量，而重量又不会增加太多的优点，所以有利于用在星际飞船，特别是用电量大的飞船上．

放射性物質　上面所講的裂变能源用来作为飞船能源还存在一个缺点，就是用在需要能量較小的飞船上不一定适合．大家知道，裂变鏈鎖反应的形成首先必須要求裂变堆具有一定的体积尺寸及重量，必需达到所謂临界尺寸（見第七章），也就是說用它作为飞船的能源时，无論飞船需要能量大小都至少要有一定重量及尺寸的反应堆以及相应的設备；这样对要求能源較小的飞船来說就可能太重．因此，对于消耗能量較小的飞船来說，除了利用化学能及太阳能外还可以利用这样一种能源，就是利用裂变过程所产生的副产物放射性元素，如氧化鉕（$Pm_2^{147}O_3$）．它的半寿命* 为 2.6 年，放射出能量为 0.23 兆电子伏的 β 射綫（电子流）．氧化鉕在初始純淨时的放射強度折合成为功率是 0.053 瓦/克．又如放射性元素釙 210，它是通过下面的过程在反应堆中从鉍制得的：



$$Bi^{209} + {}_0n^1 \rightarrow Bi^{210};\ Bi^{210} \rightarrow Po^{210} + {}_1e^0.$$

即用自然矿物冶炼得鉍金屬，把它放入原子反应堆中吸收中子，然后經过 β 蛻变即得釙 210．釙 210 放射出的 α 射綫是具有两种能量的粒子，即 5.30 兆电子伏和 4.5 兆电子伏，以及放射出能量为 0.8 兆电子伏的 γ 射綫（光子）．它的半寿命为 138 天，也就是說对同样質量的鉕 147 和釙 210 来說，单位时間里釙 210 放射出的能量多．釙

* 半寿命是指一定量的放射性元素，当它的放射強度降低到初始強度一半时所需的时間．強度是随时間增长成指数函数下降．

210 在純淨的初始状态时，放射強度所相应的功率为 141 瓦/克．这些放射元素放射出的射綫(能量)可以通过适当的方式使之变成电能来使用．实际上这种能源适用于用电量較小而使用时間又較长的飞船上．

这种能源除了上述特点外，还有两个値得注意的問題：一是放射性元素一开始就在不断地向外放射出能量，而无法控制，即是說不象其它的能源那样，需要能量时它可供給，不需要时反应过程就可以停止，而不供給能量．而且这种能源的射綫強度是随时間成指数函数下降的，所以在設計能源时，必須考虑到在飞船最后完成任务时，放射性元素所产生能量的強度也能滿足飞船所需能量的要求．二是要考虑到能源所放射出的射綫的防护問題，特别是在飞船起飞时能源的射綫最強，而这时发动机在工作，振动也最強烈，所以对于射綫防护設备的強度更需要很好考虑，以免防护設备受振破裂发生危险．

§ 13.2 化 学 电 池

人造地球卫星或星际飞船上利用化学能来供給电源，通常是采用化学电池的方式．化学电池是大家所熟悉的东西，它因所采用作为原料的物质不同而产生的功率也有差异．表 13.2 中列出了目前已經应用或将来有希望利用的各种化学电池，給出了它們所能产生能量大小的数据．

表 13.2　各种化学电池性能的比較

电池种类	理論最大容量(瓦时/公斤)	現实容量	
		瓦时/公斤	瓦时/米^3
鉛—硫酸	165	22	61×10^3
鎳—鎘	198	33	61×10^3
汞—鋅	220	88	244×10^3
鋅—氧化銀	396	176	244×10^3
氫—氧	3740	660（包括气瓶）	306×10^3(包括气瓶)
鋰—氧	5280	—	—

表中的理論最大容量是指电池物质进行完全化学变化，利用电化学理論計算，得出消耗单位物质所能产生的最大能量，即是每公斤物质反应后所产生的自由能的变化．而現实容量則是指在实际条件下，即温度为 20℃，在 24 小时放电后，电池的电压比初始电压降低 20% 时，实际得到的能量．因为在实际放电过程中电极上有粉末掉到电解液中，就失去了这部分物质产生电能的作用；其次还需要把电解液、电解槽、

隔板、导綫和支架等重量考虑进去，因而現实容量大大降低了. 其实化学电池的实际容量也还与电池温度及放电的时間即放电的快慢有关. 如图 13.1 是銀–鋅电池的性能，其中横坐标为放电到电压下降 20% 的时間. 可見放电愈快，容量愈小；温度愈低，容量也愈小. 图 13.2 是完全密封的鎳–鎘电池的性能，也表示出同一情况.

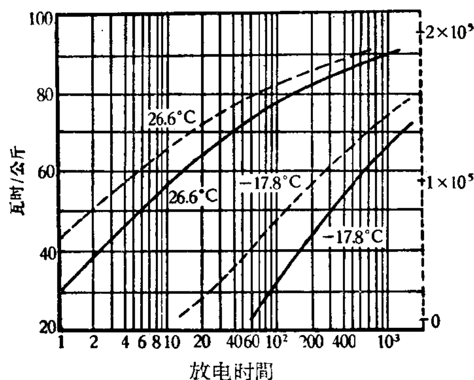


图 13.1 銀–鋅电池的性能

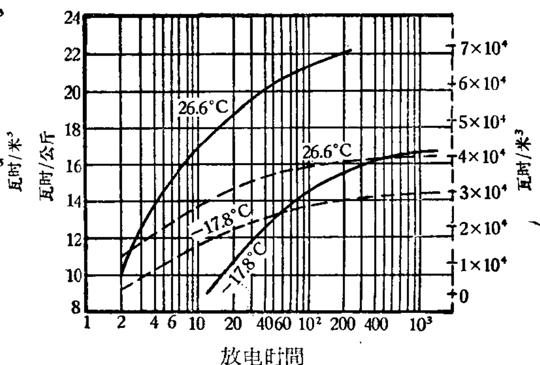


图 13.2 鎳–鎘电池的性能

还可以看出，銀—鋅电池是比較好的电池，而且已被实际应用. 氫—氧电池更好些，但目前还处于試驗阶段. 鋰—氧电池和氫—氧电池属于同一类，称为"燃料"电池；它們同样是利用氧与氫和鋰"燃烧"而产生能量. 鋰—氧电池具有的理論最大容量很高，但是目前还未研究成功，是否現实容量也很高，还有待进一步証明.

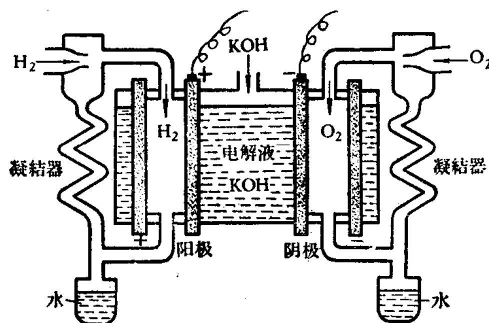


图 13.3 氫—氧电池

为了更清楚起見，我們把有发展前途的氫—氧电池作一簡单概述. 图 13.3 为氫—氧电池的示意图. 正、負电极均采用活性炭或烧結鎳制成的多孔套，浸在氫氧化鉀电解液中. 在多孔套中分别通入氫和氧气. 通入氫气的成为阳极，通入氧气的則成为阴极. 氫和氧均透过多孔套在电解液的作用下进行相应的化学反应，卽分别在阳极和阴极上(实际上电极本身对反应还起着催化作用)进行如下反应:

在阴极上 $$2O_2 + 2H_2O + 4e \rightarrow 2HO_2^- + 2OH^-,$$

在阳极上 $$H_2 + 2OH^- \rightarrow 2H_2O + 2e,$$

$$3H_2 + 2HO_2^- \rightarrow 4H_2O + 2e,$$

电池的总反应: $$4H_2 + 2O_2 \rightarrow 4H_2O.$$

反应过程中产生的水蒸汽混在剩余的氫气和氧气中进入凝結器中，水被冷凝而收集于下部的容器中，剩余的氫气或氧气則在新补充进来的氫和氧的引射作用下，带入多孔套中重新利用．氫和氧在电池中进行“燃烧”，其产生的能量变成了电能，而从电池的阴极和阳极引出导綫接上負載就可作功了．

氫—氧“燃料”电池的概念，过去已有人想在地面上实現它，但是在地面上采用它的經济性不好，因而就沒有人継續去研究它．今天看来用在星际航行上确具有現实意义，特别是能进一步减輕它的重量和縮小其体积之后，将是目前所用的化学电池中最好的电池．为了减輕氫—氧电池的重量，有人采用提高压力和反应温度来提高单位体积和重量所产生的功率．因为压力提高就加大了气体的密度，也就增加了反应的强度．提高压力的同时也可以相应提高反应温度，因而加快了反应速度．目前已試驗过压力为 30 大气压，温度为 200℃ 的条件．据估計压力还可以增加到 60 大气压，温度升高到 240℃，这时电池重量可以大大减輕．当不計气瓶重量，但包括必要的控制設备时，如果电池为能产生 0.5 瓩的系統，則每产生 1 瓩功率只需要 10 公斤重量(即 100 瓦/公斤)；如果系統为产生 50 瓩功率时，則为 250 瓦/公斤．这样一来就比目前認为最好的銀—鋅电池重量要輕好几倍．即便是算上气瓶的重量也要比銀—鋅电池好．应当指出的是氫—氧电池在工作过程中要产生热量，因而必須考虑到对电池的温度加以調节和控制，以保持电池中反应稳定．

对于星际飞船上用的化学电池而言，还需要再講講蓄电池(又称二次电池)．飞船上用蓄电池的主要作用是可以充电，当需用时它又可以把所貯蓄的电能放出来．星际飞船上，特别是人造卫星上就利用它的这一特点，来将飞船中当时用不了的电能充入蓄电池存起来，当原有电源停止工作或电量不足时就可以利用它所貯蓄的电能．前面表 13.2 中所列举的鉛—酸电池、鎳—鎘电池、銀—鋅电池都可作为蓄电池．但是在失重的情况下物质之間失去了重量比較，蓄电池在充电时所产生的气体如何从电解液中排除还是一个問題．人們发現，鎳—鎘电池有这样一个特点：当充电不太快时，产生的气泡可以逐渐地溶解在电解液中．因此，可以把电池封閉起来，不必把气体排掉．然而当充电慢时会降低蓄电池的容量，此时可能只达到 2 瓦时/公斤．

从上看出，化学电池还不能称为是一个很輕的电源，特别是不适于长期供电．从苏联发射的卫星、行星际站等可以看出：当电池工作时間在两天(50 小时)以下，就采用了化学电池(銀—鋅电池)，而时間更长的則采用了太阳光电池．在下节我們将闡述太阳光电池．

§13.3 太阳光电池

太阳光电池实际上是利用半导体把入射的太阳光的能量直接变成为电能的設备．因此，我們首先应当知道半导体是什么样的物质，然后再看看它如何将太阳光的能量轉变为电能．

平常用以导电的金属和不导电的絕緣体的两者的导电能力相差极大，而导电的能力介乎于这两者之間的很广泛的材料都属于半导体范围．最常用的半导体有硅(Si)、鍺(Ge)、硒(Se)这几种元素，以及許多硫化物和其他化合物．

大家知道，金属之所以能导电是因为它具有許多自由电子，即这些电子不被束縛于固定的原子，而在金属体內作无章的运动．当接上电源时这些电子在电場的作用下形成电流而导电．絕緣体与半导体則不同，它們当中的电子絕大多数都和一定的原子联系着，即形成价鍵，当温度很低而又无外来的激发作用，那么，就几乎沒有自由电子存在了．但半导体又与絕緣体不同，它的电子在一定条件下容易脫离原子的束縛，而成为自由电子，所以在一定条件下，半导体能导电．旣然导体、半导体和絕緣体之間的导电与否决定于自由电子的多少和产生自由电子所需的条件，那么我們应从它們电子能級分布里去寻找原因：原子之間的距离对电子能級的影响(見图13.4)，把它們区别开来．对于单个原子或者原子之間距离較远的原子，每个原子是独立的，每个

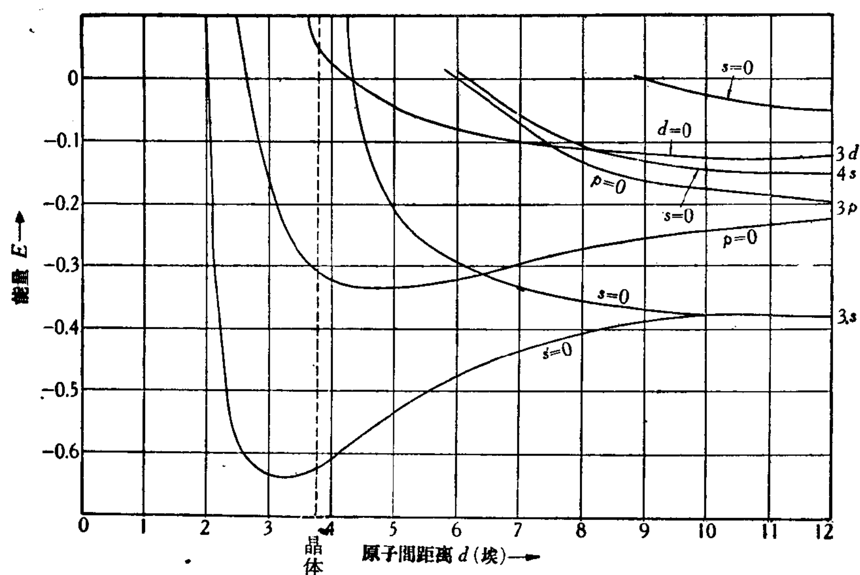


图13.4A 金属鈉的电子能位关系图

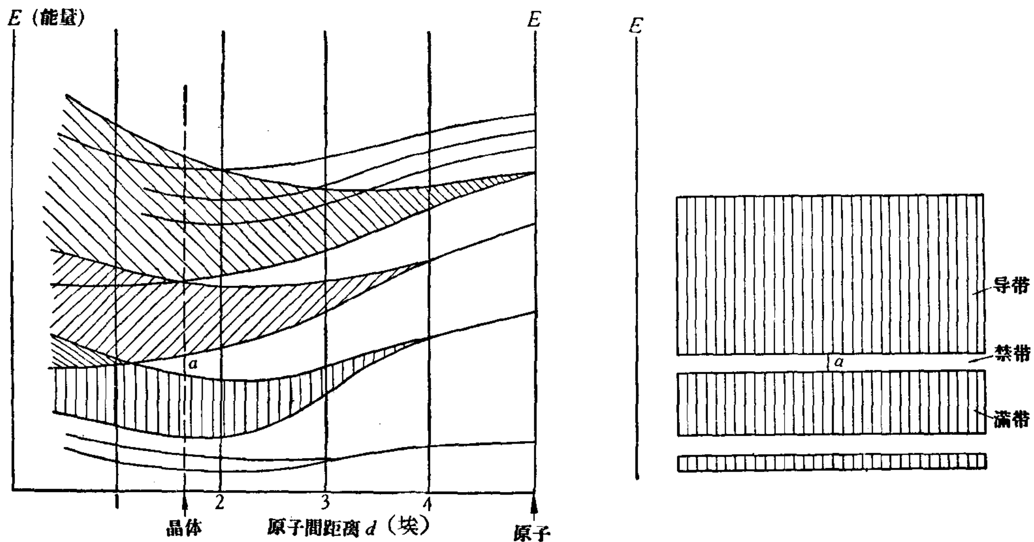


图 13.4B 半导体的电子能位关系图

原子的电子也有一定层次分明的能級. 按照量子力学,从一个能級到另一个較高的能級一定要吸收一定的能量. 而当原子之間距离縮短变成晶体状态时,原子之間有相互的影响,本来单一的能級就变成具有一定幅度的能带,如图 13.4A 中所示. 对金属原子或导体而言,这些能带完全重迭, 而所有原子的电子只占据了較低的能位, 即整个能带的低能位部分;在此以上紧接着有未被占据的空能位,电子很容易由于热运动而跳到这些能位上去, 变成自由电子; 所以自由电子数量很多,形成良好的导体. 半导体则不然,如图 13.4B 中所示,能带不完全重迭而有一个空隙, 称为禁带. 电子一般占满了禁带下的能带,又不容易越过禁带,所以活动余地不大,它是处于低能带上,即所謂价电子带. 但也有少数电子受到了热激发,跳过禁带,到禁带上面的能带,即到导带中成为自由电子,半导体在一定程度上变成导体. 当然,如果物质受到非常大的压力,上百万大气压的压力,那么,原子間的距离进一步縮小,能带重迭的程度可以进一步有所发展, 一切物質都会具有完全重迭的、无間隙的能带, 情况就和金属或导体完全一样,物質都成为导电体,这就是所謂物質第五态的超高压物質状态.

对一般半导体而言,它是由原子根据一定的点陣結合而成的,原子与原子之間是靠共价鍵之作用結合起来,結成这些鍵的电子就称为价电子. 具体来講就是当两个原子之間形成共价鍵时,每一个原子都要給出最外圈的一个电子,这两个电子就稳固地聚集在两个原子之間把它們联系起来. 如果这个原子的外层有四个电子(即四价),

它就会組成四对共价鍵(参見图 13.5),則无任何多余的电子,只有受到激发时共价鍵才被破坏,而产生自由电子;电子跑掉后这个鍵上就少了电子而空起来,这就称之为空穴. 这个空穴同样也能被其他原子共价鍵上的电子所占据,那么,那个原子的鍵又出現了空穴. 这样一来当一个中性的原子失去了一个电子(即成为一个空穴)时就带正电. 因而空穴在电場的作用下不断由前面原子鍵上的电子所占据,而前面原子上又出現了空穴,也就相当于空穴在电場作用下向着一定方向移动;它也和自由电子一样,可以起导电的作用. 具体对半导体来說可以具有两种不同的导电方式:电子导电和空穴导电.

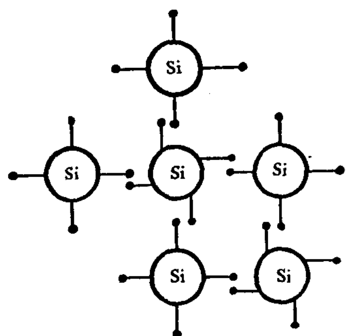


图 13.5 共价鍵示意图

由上述可知,半导体在一般情况下电子都占满了能位,为价电子(即形成完整的共价鍵),当它受到激发时电子得到了足够的能量,跳过禁带到导带中,成为自由电子,同时还形成空穴. 所謂光电池就是要找一个适当的半导体,使它的电子接受入射的太阳光的光子能量 $h\nu$ (h 为普朗克常数,ν 为頻率)后,电子具有足够跳过禁带的能量,那么,只要进一步使这些具有更多能量电子和空穴的无章运动变成有規律的带电运动,就可以形成电流,变成电能对外作功. 怎样才能使这些无章运动着的电子和空穴成为有規律的带电运动,就是下面要討論的問題.

在純淨的硅或鍺的晶体中,如果沒有受到任何激发,温度也較低时,那么,所有的鍵都是完整的,沒有空穴,也沒有多余的电子. 当受到激发,即光照射下电子吸收了光子的能量时,就会产生一定量的自由电子和相同数量的空穴. 当将这些純淨的晶体中滲入某些杂质时情况就不同了;比如在純淨的硅晶体中滲入少量的砷(As),使晶格上的一些硅原子为砷原子所代替. 砷是五价元素,外围有五个电子,到了硅晶体內只用掉四个电子,形成与邻近四个原子的鍵,这样就多余出一个电子. 这个电子只受到很弱的力束縛在砷原子的周围,在常温下原子的热运动已完全足以把这个电子释放出来. 因此,用这个办法可以任意增加硅晶体中的自由电子. 这样产生的自由电子并不破坏任何鍵,所以并不同时产生空穴. 这种形式的半导体主要靠电子导电,故称为电子型半导体或 n 型半导体.

反之,如果在純淨的硅晶体中滲入三价的硼(B)原子,那么,就得到有多余空穴的半导体. 因为硼的最外层只有三个电子能与最近的硅原子形成完整的鍵,和第四个硅原子之間就留下了一个空位. 在常温下足以使别的原子上的电子轉移到这个空

穴上去，也就是說空穴轉移到相应的原子上去了．空穴的数量也可以由滲入硼原子的数量来决定．这种靠空穴来导电的称为空穴半导体或 p 型半导体．这两种不同类型的半导体結合起来就可以构成使太阳光变成电能的最基本元件．

当我們将 p 型及 n 型半导体密切地接到一块时，这时很自然地由于 p 型上空穴多而 n 型上的自由电子多，故电子必然要向 p 型方向扩散（参見图 13.6），而与 p 型中

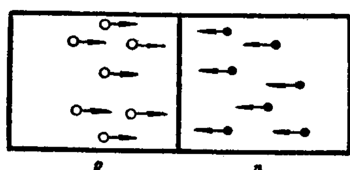


图 13.6　p-n 結的形成过程

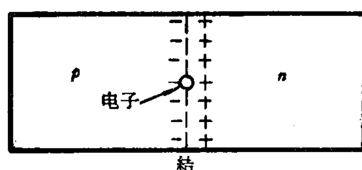


图 13.7　p-n 結电子及空穴分布

原来的空穴結合，成为带負电的晶体組成部分；原来 n 型部分也因失去电子而成为带正电的晶体．所以扩散的結果是在 p 与 n 的交界面上电荷相互吸引而集中，但是这些电荷都是与晶体組成部分的原子相結合的，不是自由电荷，因此不会跳过 p 与 n 的交界面，这形成了如图 13.7 的情况，即所謂 p-n 結．这个結能

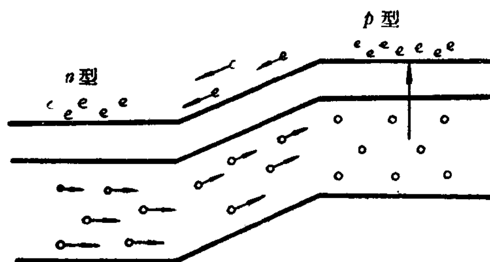


图 13.8　p-n 結的电势

阻碍电子或空穴穿过．这是由于通过 p-n 結的电子或空穴都带电，依照同性相斥，异性相吸的原理，一个电子如果要从 n 上向 p 方向扩散（見图 13.7），那么，在 n 方面的正电就要吸住电子，而 p 上的負电又要排斥电子．因此，当形成 p-n 結后，电子不能从 n 型方面到 p 型方面，空穴也不能从 p 型方面到 n 型方面．

我們也可以从另外一个观点来看这个問題：由于有了如图 13.7 所示的电荷分布，結附近的电势分布就如图 13.8 所示，p 型方面高而 n 型方面低．所以电子（带負电）不能从电势低的地方卽 n 方走向电势高的 p 方；而空穴（带正电）不能从 p 方走向 n 方．但是当太阳光照射在这个半导体的一面时，如 p 型面，那么由于光子打中了那些原来是在 p 型中完整鍵上的电子，使它跳过禁带，成为自由电子，而同时也在 p 型中产生同样数目的空穴．空穴穿不过 p-n 結，但由于电势作用，电子自然穿过 p-n 結．如果我們在 p-n 板的两个电极上通上电路的話，那么就能让电子从 n 型方面通过外部負荷的綫路到 p 型方面与空穴結合，也就是在电路中产生电流，这样就把电子吸收

的太阳光的能量变成了电能.

要晶体中的电子能够从价电子带跳到导带就必須具有一定的能量；对于光电池来說，就是要求光子給与电子的能量足以使它跳过禁带. 因此，光的波长必須短于一定数值才有效. 更长的光波因能量不足以使电子跳过禁带，就透过半导体而不被吸收. 波长更短时则能量过大，虽然同样也能使电子跳到导带去，但多余的这部分能量并不能变成电能而浪費掉了. 各种半导体的禁带寬度是不同的，对于太阳光来說却包括了各种波长的光. 如果所选择的半导体的禁带寬度小，也就是激发电子跳到导带的能量要得少，这样可以使更多的光子激发电子，这是好的一面；但是許多光子的能量都大于电子的激发能，所以被浪費掉了. 如果选用禁带寬的半导体，这样对起激发电子作用的光子的能量浪費少，但能激发电子的光子却变少了，也不太好. 所以对某一种光有一个最好的波长値，按照这个波长値来找相应的半导体，使半导体的禁带寬度与它相适应，那么就可以更有效地使太阳光能轉变为电能.

如果我們近似地以太阳光为 6,000°K 的黑体輻射光波，那么最好的波长应該是 1.1 微米(即波长 11,000 埃). 这种波长的光子所具有的能量为 1.13 电子伏，而我們知道半导体中硅晶体的禁带寬度为 1.2 电子伏，因此可以用硅晶体来作为太阳光电池的半导体. 它可使太阳光能的理論轉換效率达到 44%，但是实际上在 20℃ 时硅电池在太阳光下的工作效率只有 14%，也就是說在太空中直照太阳光只能产生 $1.38\times 0.14=0.1932$ 瓩/米^{2}的能量. 其原因在于硅电池表面的反光使得太阳光被反射掉 10—50%. 对大面积电池来說还有接头及半导体內部电阻所引起的損耗. 半导体的温度升高也是不利的，效率会随温度升高而降低；在 100℃ 时，效率会降低为 20℃ 时的一半.

前面已經提到了要将 p 型及 n 型半导体联接到一起，才能成为太阳光电池的半导体基本元件. 这种联接不是一般的机械地把两块不同的半导体放在一起，而是采用其他的方法来处理. 首先是在純硅中加入极少量的砷(As)，使成为 n 型半导体，制成直径为 3 厘米左右、长为 20 厘米左右的单晶，然后切成薄片. 把切片都放在氯化硼(BCl_3)的气体中加热到熔点以下，使 n 型半导体晶片的表面上滲上一层薄的硼，而形成 p 型半导体. 然后用酸把晶片上过多的 p 型一层浸蝕掉；这样再接上导綫和負載，在日光照射下就可以把日光变成电能(如图 13.9 所示).

光电池固然是可以把日光变成电能，但是要想多得到电能就需要增大光电池的面积. 因此，有人建議采用聚光的办法，用輕质的聚光鏡把光的強度加強几倍. 如果这样不引起半导体的温度上升的話，就可以使单位面积的光电池表面上的轉換強度

提高好几倍，从而有可能減輕整个光电池設备的重量.

就目前的技术水平来看，可以使每5公斤光电池重量产生1瓩电能，如果包括控制（在阴影时用的轉換开关）、电綫及支架等，其总体重量要有25公斤才能轉換出1瓩电能. 当作为卫星的能源时，还需要考虑卫星运行到地球阴影时，光电池不能发出电能，所以需要加用蓄电池.

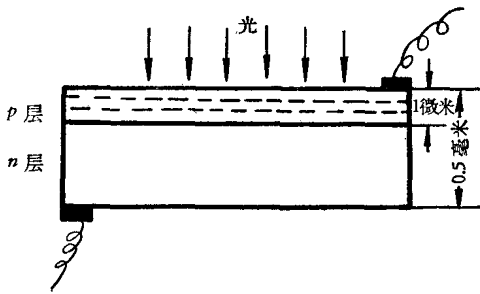


图13.9　太阳光电池的結构

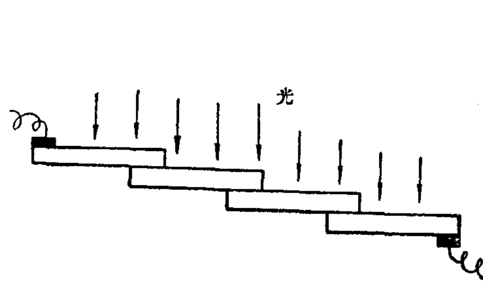


图13.10　太阳光电池

对每一片半导体来說，在日光照射下所产生的电能的电压只有0.3伏. 为了使产生的电压能滿足飞船的需要，可以采用一般电池所用的串联法（如图13.10）来提高电压.

最后，还要指出太阳光电池实际运用在飞船上时必須注意的重要問題：就是太阳光电池的表面是暴露在外面的，太空中的微隕石以每秒几十公里的速度飞向飞船，而半导体片又很薄（参見图13.9），很容易被微隕石击穿而損坏，以至最后使光电池失去作用，所以这是一个十分值得注意的問題. 此外，放射性輻射，如太阳耀斑的大爆发，也对硅电池产生破坏作用. 因为硅电池所能承受的最大輻射剂量为10^5—10^7伦. 如果总的輻射剂量比这要大，硅电池就被破坏而失去其效用. 因此，硅电池的防微隕石和防強烈輻射的問題还有待进一步解决.

§13.4 汽輪发电机

前面已談到，当需要的电源功率較小时，可以采用各种电池，而当需要的电源功率較大时，就应該考虑采用体积小、重量輕以及效率高的电源系統. 目前看来，技术比較成熟、工作比較可靠的动力系統，就是汽輪发电机.

汽輪发电机的工作过程是：具有一定溫度、压力和速度的蒸汽，进入汽渦輪之后，蒸汽发生膨脹，并作有效功，使其渦輪旋轉，带动发电机运轉，就可发出一定功率的电来. 为了使渦輪的尺寸小而重量輕，必需在渦輪流程部分造成高速气流，并使渦輪在

高轉速下工作．为了使渦輪工作可靠(主要是指渦輪的叶片而言)，必須采用在高温下，具有較好机械性能和抗蝕性能的合金来做导向器叶片和渦輪叶片．这些問題，从目前的技术水平来看，是可以解决的．

这种发电机与前面介紹的化学电池和太阳能电池供电系統比較，还有一个特点，是它有高速旋轉着的机械部分，必然会給整个飞船带来振动和产生一定的轉动慣量，这将給在失重情况下飞船进行定向、测量和調节控制系統的正常有效地工作带来一定的困难．但是，这种发电系統的体积較小、重量較輕，而且技术上也为人們所掌握，只要能解决振动和轉动慣量的影响，看来确实是供应較大量电能的比較現实的系統．

根据它所采用的能源不同可以分为两种：一种是用化学燃料燃烧产生燃气推动渦輪．这种汽輪机系統是采用开路循环，也就是把膨胀作功后的废气排到太空中，所以它比較簡单．另一种是用原子反应堆作热源的凝冷式的閉路循环汽輪发电机系統．

化学能源的汽輪发电系統，通常采用过氧化氫(H_2O_2)为氧化剂，以肼(N_2H_4)为燃料，燃烧后产生温度不太高的燃气，噴入渦輪中膨胀作功．由于在太空中工作，因此燃气膨胀出口背压几乎是絕对眞空．膨胀后的气体可以直接排入太空，用不着象地面上一样要对排气进行冷却以降低背压．因此，渦輪的效率比較高，重量也就可以減輕．一般在不包括发电机重量在內时，功率为1—10馬力的系統，工作时間为一月左右，产生每瓩电能其設备重量約为15公斤．如果采用能量更高的液氫—液氧为能源的系統，那么总重量自然可以大大減小．

这种供电系統一般采用交流发电机，以便随着各种使用要求，用适当的变压器取得各种电压．并且发电机最好采用永久磁鉄作磁极，这样就可以避免用电刷，因而避免在高空气压低时有跳火花的危险．同时我們知道，当发电机提高它的轉速时，就可以相应地提高发电机的功率，或者是縮小发电机体积，降低它的重量，这对于用在飞船上是有利的．如用二极发电机，电机频率为400赫，則发电机的轉速可达24,000轉/分，如同样是二极发电机，当频率提高到800赫时，其轉速可以提高到48,000轉/分．这时发电机重量就更輕了，而发电机的效率为85%．大型用汽輪带动的发电机，其重量一般为0.25—1公斤/瓩．

为了把汽輪发电机系統作为电火箭发动机(見第七章)的电源，也考虑用靜电发电机(即直流发电机)，以取得电压較高的直流电．曾有人作过如下估計：在飞船的环境中，充分利用了高眞空的有利条件，功率为100瓩，轉速为10,000轉/分，电流为1

安培，电压为 100,000 伏的发电机的重量只有 10—20 公斤，而体积只有 0.03 米^3（即 30 升）.

对于更大容量或工作时間較长的汽輪发电机系統，采用化学燃料作为能源是不經济的．因为在汽輪机工作过程中要消耗掉大量的燃料，这样必然增加了飞船的重量，从而影响飞行效果．比較好的办法还是采用裂变能作为热源．因为它是一个強大的热源，可以大量供給系統以热能，所以发电的热效率在星际飞行的情况下不是一个很重要的問題，而更主要的是尽可能地降低整个系統的重量．

采用裂变能作为供热能源的汽輪机，工質是采用閉路循环．也就是說，工質在反应堆中被加热汽化，压力和温度都相应升高，然后进入渦輪膨胀作功．膨胀后的气体去冷凝后再送入反应堆加热．在太空飞行中，出現了一个重要問題就是散热問題．显然，在这种情况下，不能設想象地面热力发电站那样用水冷却，而只能采取輻射散热．大家知道，当輻射散热面的温度越高时，则散热量就越多．那么，要減小散热器的重量，就必須提高散热的温度，也就是要提高工質的冷却温度．显然，如果用水作为工質是有困难的，因为水的冷凝温度很低(常压时为 100℃)，如果要提高水的冷凝温度，就要相应提高冷凝压力，这样，为了加強設备的強度，必然会使重量增加．目前看来采用汞的蒸汽作为渦輪的工質是較好的，因为它有較高的冷凝温度，这样就可以提高輻射散热面的温度，从而减小散热面，降低了汽輪发电机系統的重量．这样一套原子能发电技术是比較成熟的，可以解决飞船任何大功率电源的問題．有人估計，对星际飞船来說，一个两万瓩的原子能渦輪发电装置約为 70 吨，或約 0.3 瓩/公斤，也就是我們在第七章所引用的数字；其重量分布可参閱表 13.3.

表 13.3　大型星际飞船用原子能渦輪发电装置的重量分布

各部装置名称	公斤/瓩
反应堆(包括冷却管)，20% 热能变成电能	0.010
換热器	0.100
渦輪及压气机	0.500
輻射冷凝器	0.800
发电机	1.00
防放射性輻射屏蔽	1.00
总計	3.410

§13.5 热电偶发电器

从减少飞船发电系統的复杂程度和提高电源系統的总效率出发，应进一步地研

究和发展各种直接发电系統，也就是不通过机械能的发电系統. 热电偶发电器就是直接发电的电源系統类型之一，也叫做热电发电机. 实际上就是利用一般測温用的热电偶原理，把两种不同导电性能的材料或金屬，其一端接在一起作为热点，卽放在高温热源里，温度为 T_1；这两支金屬的另一端放在低温吸热区中，温度为 T_2，两个冷端之間接上負荷，这就形成了一个迴路(参見图 13.11).

根据热力学原理，上述热电偶发电器从热能轉化为电能的效率 η 可以由下式計算：

$$\eta = \frac{T_1 - T_2}{T_1} \times \frac{M-1}{M + \frac{T_2}{T_1}}. \tag{13.1}$$

式中

$$M = \sqrt{1 + \frac{T_1 + T_2}{2}\left[\frac{\alpha^2}{(\sqrt{k_1\rho_1} - \sqrt{k_2\rho_2})^2}\right]} = \sqrt{1 + \frac{z}{2}(T_1 + T_2)}, \tag{13.2}$$

而

$$z = \left[\frac{\alpha^2}{(\sqrt{k_1\rho_1} - \sqrt{k_2\rho_2})^2}\right].$$

α 为热电势（伏/℃），卽每度温差所产生的电势；k_1, k_2 分别为热电偶两支的导热率（瓦/厘米℃）；ρ_1, ρ_2 为对应于两支金屬的电阻率（欧姆·厘米），是一个与导体材料有关的系数，随温度升高而增加.

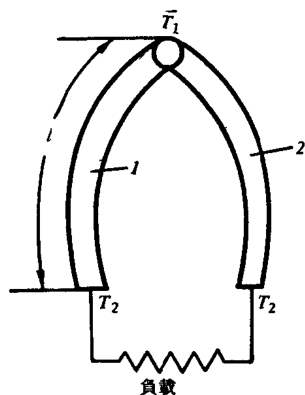


图 13.11 热电偶电路

公式(13.1)是在以下的条件下才成立：第一，我們忽略了湯姆蓀加热(卽对一个均匀导体，在具有温度梯度的情况下，由于导电所吸收或放出的热). 第二，令 l 为一支热电偶的长度；A 为一支热电偶的截面积，那么，我們使

$$\left(\frac{A_1}{l_1}\frac{l_2}{A_2}\right)^2 = \frac{\rho_1 k_2}{\rho_2 k_1}. \tag{13.3}$$

一般为了便于結构設計，都使 $l_1 = l_2$，而用改变两支热电偶的截面积 A_1 及 A_2 来满足公式(13.3). 第三，負載电阻与热电偶內部电阻的比例等于 M，卽公式(13.2)的数值. 如这个比值不等于 M，热效率将比公式(13.1)所給的值要小.

从 (13.1) 式可以看出，要提高热电偶发电器的发电效率，可以从两个方面着手：一个是提高卡諾循环的效率，卽提高式中 $\frac{T_1 - T_2}{T_1}$ 一項的数值. 很容易看出，只要

提高 T_1 与 T_2 之差，就可以提高这項数値，也就是說尽量提高热点温度 T_1 和尽量降低冷点温度 T_2. 另一个是增大后一項的数値，实际上就是要增加 M 的数値. 从公式(13.2)看出 M 数値的大小与热电势 α、导热率 k 和电阻率 ρ 的直接关系. 要提高 M 的数値，就是要尽量提高热电偶的热电势，減小它們的导热率及电阻率. 但是，我們必須注意到，对金属来說 k 和 ρ 不能同时減少，因为按照 Wiedmann-Franz 規律得知，金属的 $k\rho$ 是一个常数. 对金属来說，它之所以导电是因为它有自由电子，而金属导热也是自由电子作用的結果，也就是金属的导电率越高(即电阻率越小)，則它的导热率也越大. 金属在导热率和电阻率上存在着这样的矛盾，因而影响到热电偶发电器效率的提高. 因此，用金属来作为热电偶发电器的效率实际上不到 1%. 那么，如何来解决这个矛盾呢? 那就是用前面所講的半导体来作热电偶，可以达到提高导电能力，而它的导热率并不随之增加.

半导体在通常情况下，它的导电和导热能力都不好. 要导热就需要靠大量的自由电子，而半导体的导热却是依靠內部晶格的振动，因此它是一个絕热体. 但半导体被激发时产生电子和空穴，在电場的作用下向一定方向流动而导电. 所以，半导体被激发而減小了电阻率，晶格的导热机理并沒有变化，因而当半导体受热而激发出电子提高了导电性能时，并不增加导热率，从而使 $k\rho$ 値可以降低，提高了 M 値，也就是說利用半导体作热电偶发电器可以进一步提高发电器的效率.

半导体热电偶发电器的发电原理很簡单，实际上和 § 13.3 所講的太阳光电池中的半导体一样，利用一支 n 型半导体和一支 p 型半导体的一端接在一起，作为热电偶的热接点(参見图 13.12)；而两支的另一端用导綫接到負載上，这样就形成了一个迴路. 热接点受热时(即热接点和冷接点产生温差时)也就相当于光电池中半导体受到日光的照射一样，电子吸收了热能而跳过禁带变成自由电子和空穴时，則依照 n 型和 p 型半导体的性质，电子通过 p-n 結(热接点)由 n 型向 p 型扩散，而空穴也向着相反的方向移动，这样在整个迴路上就形成了有規律的带电运动，从而产生电能.

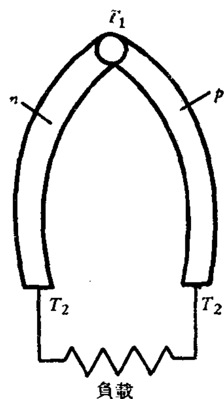


图 13.12　半导体热电偶

公式(13.1)的第一項代表了可逆循环的效率，亦即理論上可能达到的最高效率，第二項則代表由于一些不可逆过程而使效率減小的倍数，这一項要由与不可逆过程(例如，热导率和焦耳热等)有关的量 z 来决定. 这可以从下面的实际例子說明: 計 $zT_2 = \theta$, 如用半导体碲化鉍(Bi_2Te_3)的 n 型和 p 型所組成的

热电偶，在 $T_2 = 300^{\circ}\mathrm{K}$ 时，$\theta = 0.173$；故当 $T_1 = 600^{\circ}\mathrm{K}$ 时，其效率 $\eta = 3.76\%$. 如用半导体碲化鉛（PbTe）的 n 型和 p 型組成的热电偶，其 $\theta = 0.32$，在同样的温度条件下效率 $\eta = 6.31\%$；这說明了用碲化鉛作热电偶可以得到比用碲化鉍为高的效率.

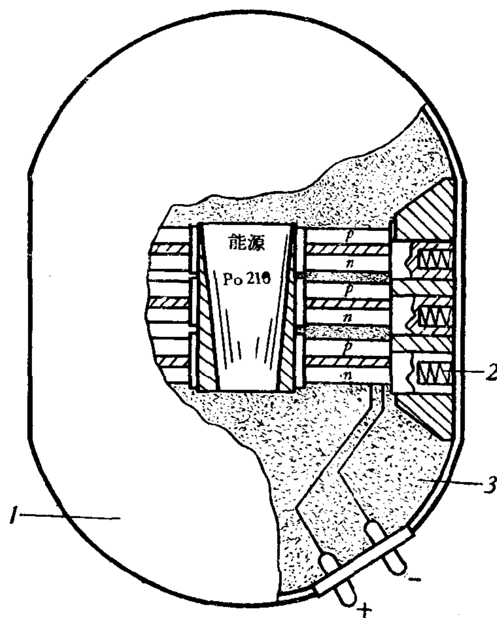


图 13.13　SNAP III 发电器 3M-1 热电堆
1——散热器；2——弹簧；3——絕热材料.

表　13.4

材料	p 及 n 型碲化鉛
热端溫度(T_1)	593℃
冷端溫度(T_2)	204℃
功率	5 瓦
最高效率时电压	2.8 伏(直流)
内部电阻	2.03 欧姆
負載电阻	2.12 欧姆
热电偶对数	27
直径	12.1 厘米
高	14 厘米
重	2.27 公斤
总效率	~5%
到第一个半寿命的总功	8000 瓦时
到第一个半寿命的总功/重	3530 瓦时/公斤

这种发电器所采用的热源应尽可能消除机械运动，而裂变能源和放射性元素的射綫源都可以满足这个要求. 美国的所謂 SNAP III（見图 13.13），就是以 Po^{210} 为高温热源，用 3M-1 型热电偶的热电发电器，其有关数据見表 13.4. 可以看出这一类电池，虽然比較簡单，又无振动，而且人們对于热电偶的技术掌握比較成熟，在小功率时比电池要好. 但是，它的热效率不算高，功率也不太大，所以还不能算是一个很理想的直接发电办法.

§ 13.6 热电子发电机

进一步改进利用原子反应堆的热能直接发电还有好几条道路. 現在看来，有两种比較有希望的办法，其中一种为热电子发电机. 其工作原理是利用金属及其他导体中的自由电子，在物质热运动的速度足够高时，电子就可以飞出固体表面，也即

是电子所具有的动能足够使它作功以对抗金属的吸引力时，电子才能飞出导体表面．电子离开导体表面所具有的能量，就叫該金属的逸出功，也叫做功函数．而热电子发电机就是应用高温金属表面发射的电子来产生电力的．这种装置和热电发电机装置共同的特性，是它們的工作流体都为电子，所不同的是受热后的电子发射是进入一真空容器中，而不是象热电发电机是进入不同导电性能的固体中．由于固体内部与外部之間的电位差即功函数很高，所以热电子发电机必須在高温下运行．其輸出电压 v_0 比相应的热电发电机要高些，一般約达 0.5—3 伏之間．

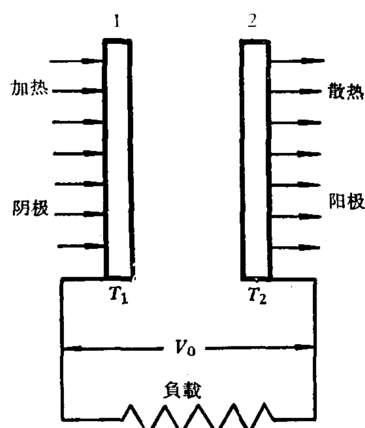


图 13.14　二极管热电子发电机原理图

热电子发电机实际上就是一个二极管，其装置如图 13.14，电子是从維持在温度为 T_1 的阴极板 1 发射，功函数为 ϕ_1（用电子伏为单位），而被維持在温度为 T_2 的阳极板 2 所接收，功函数为 ϕ_2（以电子伏为单位）．当阴极加上正电电压时，最大的阴极每平方厘米发射的电流可由里查孙(Richardson)公式給出：

$$I_s = A_1 T_1^2 e^{-\phi_1/kT_1}, \qquad (13.4)$$

其中：I_s 为从金属熾热表面发射出来的电流密度，单位为安培/厘米²；A_1 为物质常数，对于純金属在 60—200 之間，对于氧化物和金属的合金 A 具有不同的数值；k 为玻耳兹曼常数，其数值为 1.38×10^{-23} 焦耳/°K 或 0.863×10^{-4} 电子伏/°K；T_1 为发射电子的阴极表面温度（°K）；T_2 为接收电子的阳极表面温度（°K）．从方程(13.4)可以看到发射的电流密度与温度是指数函数的关系．所以，比較小的温度变化就可以引起很大的电子发射变化．公式(13.4)也可以表示出阳极的发射电流密度，但是，由于选择了足够低的温度 T_2，故阳极发射电子所产生的电流很小．任何金属物質加热后都要放射出电子，其中部分物質表面发射热电子的性能可参看表 13.5．

表 13.5　各种物質表面的发射热电子性能

物　　質	A(安培/厘米²/°K)	ϕ(伏)	ϕ/k(°K)
鎢	60	4.52	52,400
含釷的鎢(Th-W)	3	2.63	30,500
氧化鋇、鍶(BaO-SrO)	0.01	1.04	12,000
鉬(Mo)	55	4.15	48,100
鉑(Pt)	17,000	6.26	72,500
鎳(Ni)	1380	5.03	58,300
鉭(Ta)	60	4.07	47,200

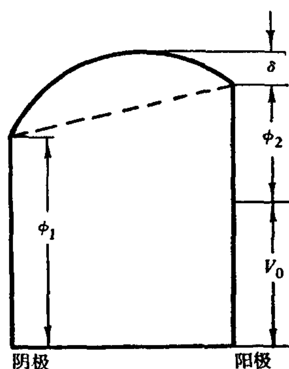


图 13.15 二极管电势分布图

热电子发电机阴极与阳极之間的电势分布可以用图 13.15 来表示. 其中 V_0 为外部負荷的电压; δ 为空間电荷所产生的电势. 空間电势就是在从阴极到阳极的空間,由于电流而布满了电子,这些电子排斥其他电子从阴极或阳极发射出来,其效果等于一个电势 δ. 我們可以看到:由于空間电荷垒的作用,眞正能从阴极到达阳极的电子必須克服 $\delta+\phi_2+V_0-\phi_1$ 的电势,而具有这么大能量的电子为总电流的 $e^{-(\delta+\phi_2+V_0-\phi_1)/kT_1}$ 倍,故阴极发射的电流密度为:

$$
\begin{aligned}
I_{1-2} &= A_1T_1^2e^{-\phi_1/kT_1}\cdot e^{-(\delta+\phi_2+V_0-\phi_1)/kT_1},\\
&= A_1T_1^2e^{-\delta/kT_1}\cdot e^{-\phi_2/kT_1}\cdot e^{-V_0/kT_1}.
\end{aligned}
\tag{13.5}
$$

而相类似的可以写出阳极发射的电流密度为:

$$
I_{2-1} = A_2T_2^2e^{-\phi_2/kT_2}\cdot e^{-\delta/kT_2}. \tag{13.6}
$$

所以淨电流为:

$$
\begin{aligned}
I_0 = I_{1-2} - I_{2-1} &= A_1T_1^2e^{-\phi_2/kT_1}\cdot e^{-\delta/kT_1}\cdot e^{-V_0/kT_1}\\
&\quad - A_2T_2^2e^{-\phi_2/kT_2}\cdot e^{-\delta/kT_2}.
\end{aligned}
\tag{13.7}
$$

我們看到电流 I_0 与 ϕ_1 无关,初看起来这好象是一个出人意料的結果,但我們要記住这里有一个条件,卽 $\delta+\phi_2+V_0>\phi_1$. 当外部接头所損耗的功率为 P_1 时,则有效功率为:

$$
P_0 = I_0V_0 - P_1. \tag{13.8}
$$

从以上的公式可以看出:要得到較高的有效功率,必須使淨电流 I_0 加大,因此,就要选择高功函数的金属作为阴极,而低功函数的金属作为阳极. 功率轉換效率主要取决于材料的性能:如功函数 ϕ、电子发射常数 A、电子发射率等以及設备的工作温度. 其工作的温度受到阴极材料熔点和蒸发度的限制. 因此,为了提高电子发射效率,目前看来比較好的板极材料是做成氧化物阴极. 卽是以金属鎢或鎳为基底,在表面涂一层碱土金属的氧化物,如氧化鋇 (BaO)、氧化鍶 (SrO) 及氧化鈣 (CaO) 等,这样的阴极就变成热电子发射相当丰富的源泉. 研究的結果証明:氧化鋇的发射性能是其中最好的,而以氧化鋇与碱土金属族的金属氧化物的混合物的发射性能更好. 因此,一般氧化物涂层几乎总是用氧化鋇加氧化鍶或者氧化鍶加氧化鈣做成. 在制备阴极时,用这些金属的碳酸盐 $(Ba, Sr)CO_3$ 或 $(Sr, Ca)CO_3$ 的細小晶粒,在一种粘結物质中形成悬浊液,然后涂敷在基底上,当阴极被加热时,碳酸盐就被分解成氧化物,

而分解出的 CO_2 由泵抽走，形成其眞空。一般涂层的厚度在 30—200 微米.

热电子发射在作为电眞空管使用时，效率問題不是很重要的因素，而在作为能源的二极管中就应該考虑效率問題；虽然，效率不是功率轉換器的唯一参数，但也是重要的参数之一，因为效率的高低直接影响着热电子发电机的应用范围．其效率是指所获得的負載功率与总的热輸入的比值．而效率的高低与空間电荷电势 δ 有关，δ 越小越好．而要 δ 小必須減少两个板极之間的距离，这样我們就能在一定电流量下，減少两极之間的电子数或总电荷，所以也就減少了 δ．如实驗型的热电子发射装置，所使用的板极間的距离为 $y=0.001$ 厘米即 10 微米．这时，当 $T_1=1540°K$，$T_2=800°K$，用在阴极表面涂上一层鋇、鈣、鍶的氧化物的鎢极，輸出电压 $V_0=0.6$ 伏，其热效率可以达到約 13%，而每平方厘米的阴极发射表面面积的功率約为 0.6 瓦，即 6 瓩/米^2.

但是，要求电极之間距离这样小，在具体的工程設計上存在較大的困难．在工程設計上希望电极之間的距离大一些为好，但这样因为空間电荷垒的蓄积，会使設备的效率降低．为了克服这种限制，目前在研究过程中使用了下列的几种办法：第一个办法是应用等离子二极管．就是在两板极間不完全是眞空，引入正离子以中和空間电荷中的电子排斥作用．通常使用銫的蒸汽，当銫原子碰到热阴极板时，就会离解，这时空間不但有电子，同时还有銫的正离子存在，以中和了空間电荷的作用．曾經有人做过实驗，其結果两板极間的距离可以提高到 0.5 厘米，其热效率可达約 15%，因此，用引入正离子的办法来提高板距和效率是比較有效的.

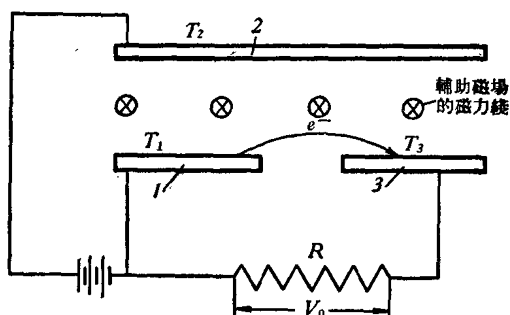


图 13.16　磁三极管热电子发电机原理图
1——发射板；2——加速板；3——搜集板.

第二个办法是使用輔助磁場来引导电子，加速电子从阴极到阳极，其作用可参看图 13.16．根据理論分析的結果，其效率可以达到 45%，功率可达到 50 瓩/米^2(阴极).

§ 13.7 电磁流体发电机

电磁流体发电机也是直接将热能变成电能的另一种可能的方式．它是利用了导电流体同磁場及电場的相互作用将流体的动能变成电能．目前認为，利用电磁流体发电装置是可以提供較丰富的电力．它可以发出直流电也可以发出交流电．要获得交流电能，可以采用交变磁場或使用脉冲式的流体流动，以及在电极和磁場之間保持

一定的相对运动．如果采用固定磁場，则就发出直流电．工作流体是导电的气体；所謂导电的气体是包含有一定数目的自由电子及数目相等的正离子的气体，它不同于一般气体，是导电的．一种最直接使气体变为导体的方法是加热，使气体电离，形成正离子和自由电子．但充分电离，气体所需要达到的温度一般在一万度以上，这样高的温度已經超过了当前所知材料所能承受的限度．但是，当气体中加入很小浓度的低电离电势的物质时，电导率便会有較大的增高．适宜加入的物質有碱金属如鈉(电离势为 5.14 电子伏)、鉀(电离势为 4.33 电子伏)、銫(电离势为 3.88 电子伏)等．加入了碱金属之后，气体可以在低于 2000℃ 以下达到合适的电导率，这样就提高了电磁流体发电机实际应用的可能性．

电磁流体发电机的工作过程是：首先是能量从热源中轉移到工作流体．热源可以是化学燃料，也可以是核子反应堆，在可能时也可以使用太阳能．同时，流体內的部分分子因高热而电离，然后流体的內能絕热地变换为动能．它以超声速的热电离气体穿过磁場，其磁場的方向是与气流垂直；对于直流电机就是定向磁場，見图13.17，磁力綫垂直于图面，方向是穿入紙面．当气体穿过与气流接触的电极时，电极間通过外負荷的电流就从上到下流过气流，这样就产生了电磁作用力 F．根据左手定則，作用力 F 是減低气体的速度，这也就是說把气体的动能变成通过外部負載的电能．电磁流体发电机的开路电压直接与磁場密度、气体速度和电极間的距离成正比．根据研究的結果，电磁流体发电机的效率可以达到 20%，而每立方米磁場体积的功率为 200,000 瓩．

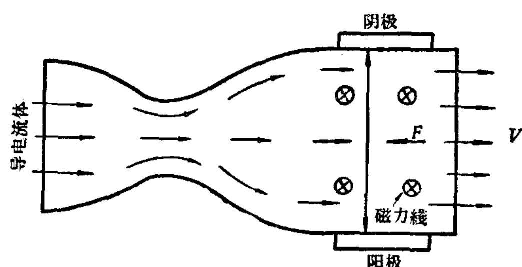


图 13.17 直流电磁流体发电机原理图

电磁流体发电机的主要工作特点是排气温度高，在发电机的进出口的温度差要尽可能小，才能保持气体的电导率．其排出的气体可以考虑作为高温热气的預热或者进入汽輪机和蒸汽动力装置中．其次一个特点是，为了保持有合理的設备长度，工作压力不能太高；低压的气体容易电离，气体温度可以降低些，这使得解决材料的問題变得容易解决了．主要的問題是电极的烧損和腐蝕，因电极必須直接暴露在热气流中，同时，因需要发射电子而不得冷却．所以，对电磁流体发电机所使用的材料必須进一步研究，加以改进，使能更好的耐高温，并要考虑到突然的温度变化及与碱性金属的化学作用．必須研究出新的制造与設計方法来制造耐久的陶器零件以替代一般金属制成的零件．必須使电极能耐高温和化学侵蝕，同时必須是良好的导体．

第十四章　星际航行进一步发展的几个問題

§14.1 卫星式星际航行站

任何事物的开始总是比較簡陋的，只有在不断发展的过程中才逐漸完善，逐漸形成一整套复杂而又有机地結合着的体系．就以交通工具为例，第一次开动的火車并沒有什么火車站，也沒有什么加水、加煤的設备，更沒有修配厂、管理机构和行車信号．这些看来是鉄路系統必需的組成部分，实际上是逐渐发展起来的．飞机作为交通工具也是如此，在民用航空建立起来的初期，那里有什么今天我們所习惯看到的飞机場、气象站、通訊网，这些也都是后来逐步增加的，逐漸才形成今天庞大而又复杂的民用航空体系．星际航行事业也自然不会例外．尽管从表面上看来似乎今天的星际航行工具象多級运載火箭、星际飞船、星际航行場、发射場、通訊系統等，好象已經很复杂了，但如果比起将来的星际航行总体系，肯定会显得非常簡单，很簡陋．在这最后一章里，我們想談一談将来星际航行体系中的可能組成部分，註我們展望它的前景．

我們在第八章中已經講到在人造地球卫星上发射星际飞船的好处：对制导系統的要求比較容易滿足．在人造地球卫星軌道上起飞的另一个好处是：我們可以使用低推力高比冲的电火箭发动机来推动星际飞船，从而取得更高的有效負載，这在第六章和第七章中都已談到．我們可以把这个概念更发展一步，註我們在人造地球卫星軌道上建立一个星际航行站，也就是一个巨型卫星．从地球表面到这个卫星式星际航行站有运載火箭不断来往，把物資和人員送到星际航行站上去，也把人員送回地面．在星际航行站上，我們利用从地面上送来的部件来装配和調整星际飞船，也可以利用最后一級运載火箭的空壳改制星际飞船．就这样我們可以充分利用已經送到卫星軌道上的物质；而不象現在那样，运載火箭的空壳放在軌道上不加利用，最后註它墮入大气层而烧毁．最后一級运載火箭的空壳往往等于有效負載的重量，或甚至大于有效負載的重量，所以利用卫星式星际航行站的改装能力，我們就能大大地提高实际的有效負載重量，也就是大大地提高运載的效率．例如第七章表 7.3 中所講的原子火箭，起飞重量为 683 吨那个运載火箭，如果我們能利用空壳的 50%，即 51.2 吨，那么实际的有效負載就不光是原先的 34.5 吨，而是 34.5 吨加 51.2 吨，即 85.7 吨，提高了 148%．

自然，能够制造、装配、調整和发射星际飞船的卫星式星际航行站不会太小，估計也得上千吨的重量，簡直是一个太空中的島屿．这样重的航行站，如果用一个非常庞大的运載火箭把它一次送上軌道，是很不上算的．因此，它将是一部分、一部分地用較小的运載火箭送上去，然后在軌道上装配起来．如果每次能送上 50 吨，那将要 20 次的飞行才能送上去一千吨；所以建立一个卫星式星际航行站本身也是一項大工程．不但如此，我們还得把每次送上去的部件聚集在一处，这就要求发射的精度高．要在太空中进行部件的組合，自然还是要人来做，那将是史无前例的高空作业！这又需要特殊的密閉工作服及一套特殊工具(見图 14.1)．卫星式星际航行站既然比較大，那我們就可以用第十二章图 12.6 那种設計，制造人工重力場，使工作人員生活更加舒适．星际航行站也可以装上大型无綫电天綫，那就可以象第九章所說的那样，避开地面热輻射所产生的噪声干扰，从而提高通訊效率．星际航行站自然也有它自己的电站、車間、維修部門，也可以在上面利用日光种些作物，形成象第十二章所講的那种密閉的生态学系統，至少使一部分工作人員的食物、水和氧气自給．

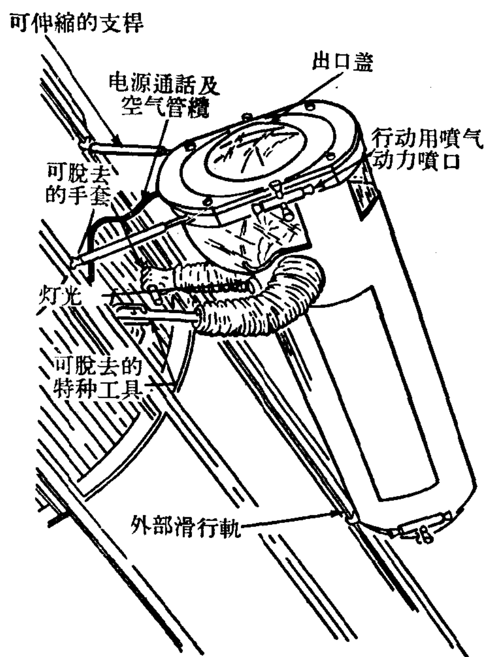


图 14.1　在卫星軌道上的工作人員

問題是这样一个高效能的卫星式星际航行站該选用什么高度．自然高度不宜低，低了大气的阻力将太大．但从我們現在对地球附近輻射带的了解，看来从 300 公里高到 6000 公里高这一区域是不相宜的，那里有內輻射带的高能質子，星际航行站要多次通过这个区域会带来严重的防輻射問題．比 6000 公里高的卫星軌道虽然沒有多大防輻射的問題，但是軌道高度又太高了些，不容易把东西送上去；而且每次来往都容易在中途碰到內輻射带，也会带来防輻射的問題．所以从这个情况看来，将来卫星式星际航行站的軌道高度应該比 300 公里略小，即刚刚在內輻射带下面．在这个軌道的高度，一方面沒有強烈的放射性輻射，比較安全；而另一方面也离地球表面比較近，容易上下．但用这样低的軌道也带来另外的一个問題：大气的密度还不够小，

大气的阻力会使星际航行站逐漸下降．为了解决这个問題，我們必需在星际航行站上装上一架推力为几克的小发动机来抵消大气的阻力；最合适的发动机将是离子火箭发动机（見第七章§7.4）．估計离子火箭发动机的电源約为几瓩，看来可以用太阳光为能源发电，或者直接从星际航行站的电站取电．我們也可以把抵消大气阻力的措施同星际航行站的方位稳定系統結合起来考慮，用几个离子火箭发动机来形成一个軌道及方位稳定的系統．

当月球勘探工作做到一定的程度，我們就可以在月球上建立工业，从而能用月球上的資源来生产星际航行所必需的物資．到那时候，我們就可以充分利用月球重力場小、容易起飞和降落的优点，把月球变成我們的星际航行站，作为我們在太阳系中旅行的基地．自然，月球离地球有三十几万公里，地球月球之間的交通必需搞好，这可以用两种工具：一是載人的往返火箭，为了不使旅行时間过长，将采用大推力的化学火箭发动机或原子火箭发动机．另一种是运貨的火箭，飞行时間可以长些也无妨，将采用小推力、高比冲的离子火箭发动机，以提高有效負載的比例（見第七章，表7.3）．小推力的离子火箭是不能直接从地球表面起飞的，所以上几节中所講的人造地球卫星式的星际航行站还是需要的，它主要是往返月球的站．这就象我們現在要坐火車，我們要先步行到公共汽車站或电車站，坐公共汽車或电車到火車站，然后才能坐火車旅行．将来的人造卫星式（軌道高度为約300公里）星际航行站就好象公共汽車站或电車站；月球站才是太阳系的星际航行站，就好象今天的火車站．

以上所說的是在地球附近的卫星式星际航行站．火星和金星的情况同地球有些相似，都有大气，所以将来我們也将因为同一理由，在火星和金星附近建立火星或金星的人造卫星式星际航行站．

在我們建立起卫星式星际航行站以后，是不是不論往返地球和火星或金星之間都必定經过这些中間站呢？那也不一定，要看情况：如果我們的星际飞船用的是小推力的离子火箭发动机，那就只有从卫星式星际航行站起飞和降落到卫星式星际航行站才行．如果我們的星际飞船是用大推力的化学火箭，那么最好是利用地球、火星或金星的大气阻力，象第十章§10.6所說的那样，直接降落到地球、火星或金星的表面，这样可以节省推进剂，提高运載效率．如果星际飞船用的是原子火箭发动机，直接降落或者經过中間的卫星式星际航行站，何者較好，要看原子反应堆的重量．如果反应堆比較重，直接降落固然可以省些推进剂（液氫），但以后如果再一次要用这个飞船，又得把比較重的反应堆連同飞船送回卫星式星际航行站上去，并不一定合算．其实同样的推論也可以用在离子火箭式的星际飞船．离子火箭发动机系統比原子火箭还

重些，所以并不是不能直接降落到地球或星球表面，而是考虑到在下一次飞行前还得把它送回卫星軌道上去，所得不償所失，不合算． 因此，采用什么航行过程也是一个經济問題，一定要全面地考虑了星际航行体系的全面运轉情况以后，通盘筹划，才能决定．星际航行的調度工作不会是一件簡单的事情．

§ 14.2 运載火箭的海面发射

从我們在第四章里所介紹的陆地星际航行站的情况可以看出，那是多么复杂的一个組織． 发射运載火箭尤其是一件复杂而繁重的工作，当将来运載火箭重量和体积增加了之后更是如此：庞大的空火箭，即便重量不算太大，但体积却大到无法在鉄路上运輸，而在公路上运輸也会堵塞交通，很不方便；到了发射場豎起来又需要巨大的塔架，而塔架在发射的时刻又得移开；运載火箭的下面几級，燃烧終了后会掉回地面，因此为了避免掉入居民区又必需限制发射的方向． 这一些麻煩如果改用水面或海面发射就大部分解决了． 运輸可以直接用水道，一个几十吨甚至几百吨的巨型火箭，对一艘几千吨以至上万吨的船来說，在水中摆布它就不十分困难．发射場可以容易地远离居民点，不需要构筑发射場地．而且勤务船只的疏散不象車輛那样会受到道路的限制，故发射时比較安全；一旦发生事故，造成的損失也較輕．而且海面活动范围广，可以从任何地点向任意方向发射．在水中运輸和豎起过程中，因为有海水的浮力作用在火箭上，所以火箭結构所受的应力比在地面要小；火箭越大，越重，这个特点表現得越突出．在海上，运輸和豎起工作几乎沒有长度的限制，更容易发射多級火箭．

当然也不是都是优点，沒有缺点：海面发射运載火箭就得把火箭的大部分泡在海水里，这就首先要把火箭的各部分密封起来，不让海水进入火箭本体．但象发动机噴管口那些地方又得使点火后，火焰迅速冲破密封，以免发动机燃烧室的压力过大．海水一般对結构的表面有腐蝕性．因此必須加涂料或塑料包复层，而用塑料包复层的話，又得在发射的瞬間脫去．如果液氧或液氫箱部分裸露而泡在水中，那又会在箱外結厚冰，大大增加火箭的起飞重量；所以在这样情况下又必需在液氧或液氫箱外部加一个絕热套，在发射的瞬間脫去．电綫也經不起海水的侵蝕，也要采取防护措施．此外，因为在豎起后火箭大部分是在水面以下，这就为检查和測試水面以下的各級及部位造成困难．潛水員也解决不了什么問題，因为如上所述，火箭对海水必需密封，不能让潛水員打开密封．这个問題最难解决，将来可能把检查和測試工作預先作好，豎起后就不再要人直接去接触水中的部位．

如果运載火箭是固体推进剂的火箭，那么火箭整体的比重較海水大，比重在 1.0

到 1.4 之間．因此为了使火箭浮在水面，我們就得在火箭的頂部安装輕質材料做的浮子，使火箭加上浮子后的平均比重稍小于海水，同时造成头輕尾重的形势，火箭就能自然直立于水中．自然也可以不用浮子而用輕質材料制成的套子，套在火箭上部（見图 14.2）．

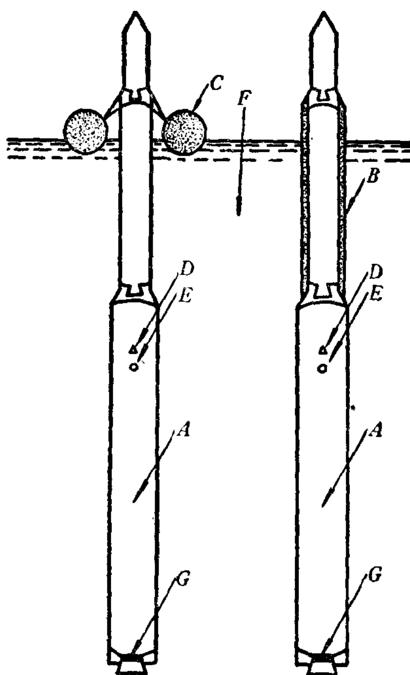


图 14.2　水面发射时用的漂浮装置
A——火箭本体；B——浮套；C——浮圈；D——浮力中心；E——重心；F——水；G——底塞．

在海面发射火箭也要考虑波浪的作用：波浪会使竪在水中的火箭搖摆．但是进一步的研究就发現波浪的运动主要是在水面附近，在深水中由波浪所引起的水的运动是大大地減小了，因此只要波浪不太大，波浪不会摆动火箭多少．而在火箭一出水面，火箭本身的飞行稳定装置就会起正常作用，消除任何摆动．另一方面，水中发射的机理比陆地上发射要复杂得多：第一，火箭放在水里要受到一个向上托的浮力，这个效应有点象陆上发射时把火箭放在弹簧上那样，使火箭的初始加速度增大．第二，在出水的瞬間，火箭表面附有一层水，增加了起飞重量，而且火箭在水中运动的阻力比空气中大；这都有減小加速度的作用．第三，发动机的燃气受到周围海水的阻碍，不能很痛快地排出；或者說发动机噴管的出口周围压力（第二章中的 p_a）比在地面上的数值要大些．例如在水下 10 米处，周围压力就是 2 大气压，而不是地面上的 1 大气压．这就使得推力有些減小[見公式 (2.4)]．最后由于水的慣性，在不同深度，弹体上承受有大小不同的压力，尾噴管塞子上的压力最大．若点火后，噴管塞子打开时間稍早，或燃燒室压力上升不够快，水被推开后又会涌回来，可能造成燃燒室悶气的現象．

以上所說的問題都需要进一步研究幷考虑对策．但是从現有的資料来看，海面发射巨型运載火箭优点还是較多的，是一个将来发展的方向；到那时候辽闊的海面就成为通向星际空間的港口．

§ 14.3 运載火箭的回收

如果我們在将来建立起象 § 14.1 中所說的星际航行体系，那么从地球表面到卫

星式星际航行站之間的交通将是十分频繁的;而也正是这一段飞行需要大推力的、价格高昂的运載火箭. 但分析每次飞行的成本,我們发現貴是貴在运載火箭的发动机、結构和控制系統,也就是占起飞重量10%以下的那一部分空火箭;占起飞重量絕大部分的是推进剂,它却比較便宜. 每次飞行实际消耗的是比較便宜的推进剂,而比較貴的空火箭却白白扔掉. 在今天星际航行的初始試驗阶段,飞行次数很少,这样做还可以,但将来也这样做就是浪費. 所以我們应該想办法把空的运載火箭收回来,多次使用. 这对庞大的第一級运載火箭或装有貴重的原子反应堆的原子火箭尤其合算. 当然,收回来的空运載火箭总会有些損坏,需要把它清洗和修补好,有些超过了它寿命的部件和零件要換上新的,然后整个火箭体系还要經过測試,驗証火箭的性能. 这和今天飞机在每次飞行完毕后所进行的一連串維修工作沒有性质上的差异. 維修好了的空火箭可以入庫保存,再用的时候加入推进剂及作好其他准备工作就能再次发射.

当然,要从不能回收的运載火箭做到能回收的运載火箭也并不是一件簡单的事情. 首先我們必須把运載火箭的結构加強些,使它能經得起落地时,或落到水面时的冲击,这也会增加一些結构重量. 而更困难的問題是如何使空火箭能安全地減小速度并落到地球表面上来. 如果是第一級运載火箭,那么因为它的飞行速度不会很大,还不会因为空气磨擦而产生过高的温度. 如果是第二級运載火箭,它再入空气层的速度就比較大,結构表面温度就会高一些. 但是空火箭毕竟比較輕,空气阻力会較快地降低其速度,等落入稠密大气层时,速度已經降低了,不致在下落过程中出現太高的温度. 最困难的是原子运載火箭,因为它下落时的初速大,可以大到接近第一宇宙速度,而且原子火箭装有原子反应堆,空火箭又比較重,会在下落过程中出現高温. 所以回收原子运載火箭的問題看来必須作为另一个問題来处理. 我們在以下将針对化学推进剂的运載火箭的回收略加闡述.

为了降低空火箭的速度我們容易想到的办法是利用航空降落伞. 美国的"土星"运載火箭就想用这个办法:这个第一級空火箭初始下降速度相当于四倍半声速,但由于空火箭体积很大,空气阻力比較大,另一方面空火箭质量較小,所以減速度大,飞行速度很快就降到相当于一至一倍半声速. 如果不用其他措施,速度所引起的空气阻力将与重力相平衡,空火箭下落的速度将維持在这个数值. 为了进一步降低下落速度,設計采用了三項措施:第一是收藏在空火箭上的一个小的带条組成的降落伞,也就是伞面由带条組成,带条間的空隙可以过空气. 它先打开,由于伞面可以部分地透气,在高速气流中打开时的冲击較小. 这个伞把火箭下落速度从一至一倍半声速降

到 0.7 倍声速. 第二項措施是带在火箭上的三个直径为 32 米的大降落伞，它們在上述小带条伞打开之后，速度初步減少后再打开. 大降落伞終于把空火箭下降速度減到 24 至 27 米/秒. 但是这个速度还是太大，所以又加上第三項措施：当空火箭降到离地球表面約 30 米时，开动几个固体推进剂的制动火箭（見图 4.5），在制动火箭燃烧完了时，刚好接触地面或水面，而接触速度几乎是零；接触冲击力很輕小，空火箭的結构不致受震动而有損伤. "土星"实际上是准备降落在海面上的，降落后用特制的浮船塢把空火箭运回維修基地.

另一种类型的回收設計利用氫气球，这是結合液氫液氧发动机的运載火箭而想出来的办法. 它用剩在液氫箱的氫来把带在空火箭上的气球充上氫气，气球在地面时的升力刚好略小于空火箭的重量，气球同空火箭緩緩下降到地面，也可以安全回收空火箭. 美国噴气通用公司所設計而尙未制造的"宇宙"运載火箭就属于这一种. 它是一个起飞推力为 2,730 吨的液氫液氧火箭（見图 14.3），最大直径为 11.3 米，总长 45.6 米. 其特点是返回到火箭发动机早期所用的挤压式輸送推进剂的設計，液氫箱是一个約 11 米直径的大球，液氧箱也是一个直径約 8 米的球. 用挤压式設計自然需要把推进剂箱作得坚固，以便承受高压，从而結构重量是 159 吨，比較重；但是也就是这样，空火箭才經得起回收过程中不可避免的一些冲击，所以本来落后的挤压式設計倒过来变成合理的設計了. "宇宙"运載火箭是运載火箭的第一級，当它燃烧終了而脫落时的重量是 200 吨. 除了上述結构重量外，还有液氧箱中殘余的 16.3 吨氧和液氫箱中殘余的 25 吨氫. 殘余的氧可以排除，殘余的氫正好用来充气球. 如果用三个氫气球的話，气球直径約为

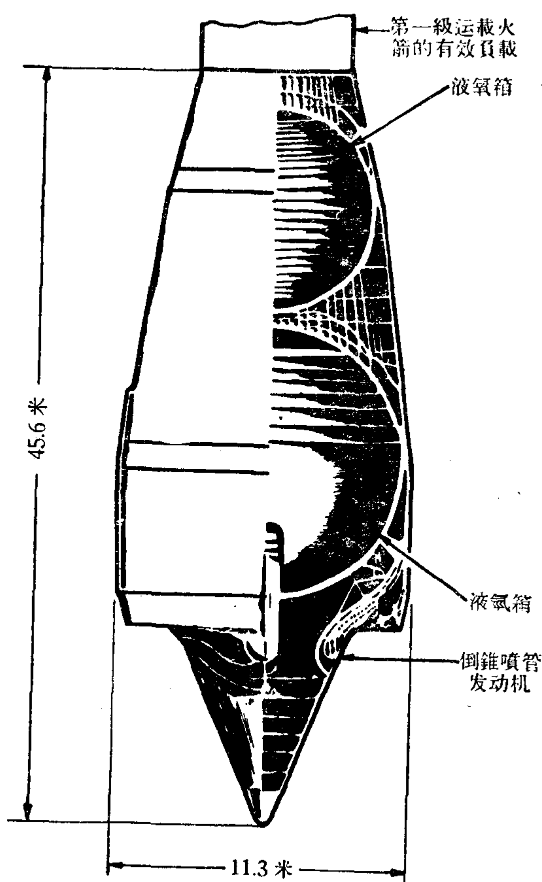


图 14.3　美国噴气通用公司所提出的第一級运載火箭"宇宙"，使用挤压式液氫及液氧推进剂系統和倒錐噴管火箭发动机，推力为 2,730 吨

50 米.

上述两种回收运載火箭的方法都比較簡单,有丰富的經驗可資参考,該是比較有把握的办法;但我們也可以去探求更有效的回收方法. 有人因此想用各式各样的可折迭的翼面,先藏在空火箭內部,当空火箭落到稠密大气层时再从火箭中弹出,迎风张开,构成一个飞机样的东西;翼面产生升力,空火箭和翼面就滑翔到地面或水面.这里的問題是如何設計非常輕的折迭翼,要打开翼面时冲击力小,而翼面完全张开的时候又得产生較大的升力. 翼面对滑行軌迹的相对方位也得有一定的控制,以便調节滑翔的道路和降低落地速度. 这一系列的問題都需要进一步研究,是星际航行技术对航空技术提出的課題.

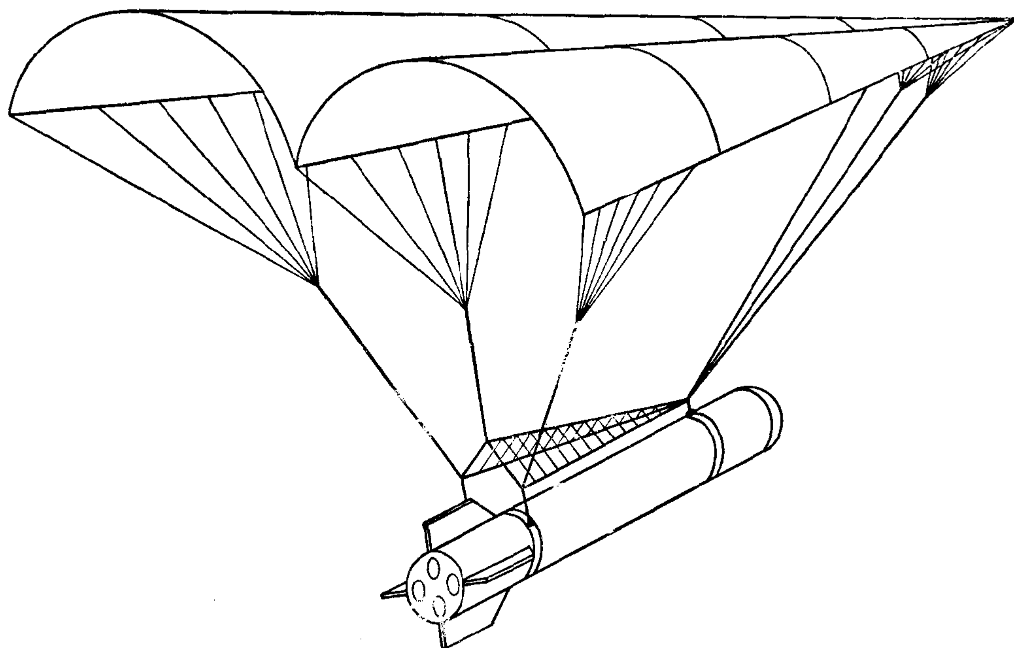


图 14.4 帆式三角翼回收装置

現在在这类回收方法中有人提出用帆式三角翼(图 14.4),翼面只有三根骨干,可以用輕金属制成,骨干在头部結在一起. 张开后,骨干之間的塑料布就形成翼面.

§ 14.4 飞机用作运載工具

我們在前面已經提到回收原子运載火箭的問題. 原子运載火箭的最大速度高,約等于第一宇宙速度,而且由于有了原子反应堆重量較大,所以用上节所說的几个回收办法会有困难. 看来較好的方法是在火箭上装上固定的翼面,实际上成为火箭飞

机．在有負荷和推进剂(液氫)而从地面起飞的时候，整个火箭的重量很大，飞行速度又不太大，固定翼面所产生的空气动力相对地較小；等到火箭接近卫星軌道或停火点时，速度虽然很大，但高度也高，空气密度非常小，固定翼面所产生的空气动力也小，翼面对飞行不会有多大的影响．我們可以举第七章表 7.3 的第一例来分析：火箭起飞重量是 1,420 吨，回收时空火箭(連原子反应堆在内)重約 200 吨．所以固定翼面是为了 200 吨重的空火箭而設計的，而不是按起飞重量設計的，翼面比較小．但是空原子火箭再入大气层的时候会象第十章内所講的那样遇到高温，我們必需有防热措施，不讓空火箭燒坏；这就要采用第十章內所說的几种方法．为了維持翼面空气动力学所要求的正确形状，看来用第十章闡明的发散冷却法才行．

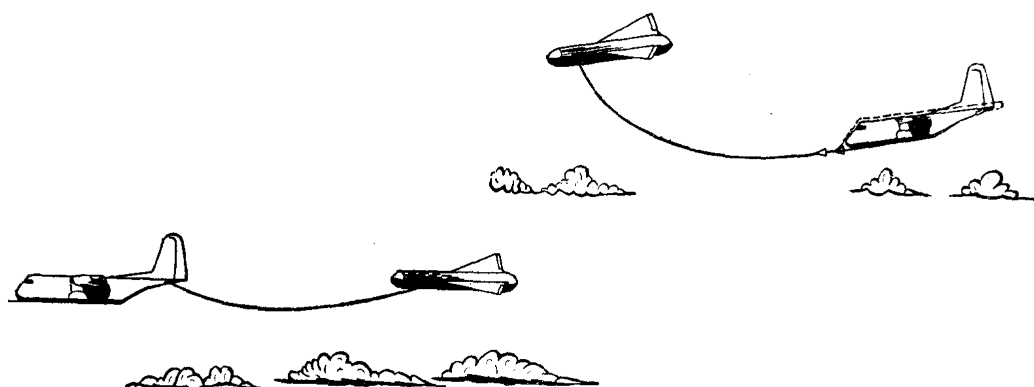


图 14.5　捕获有翼运載火箭的方法

有翼的空火箭在飞回地面的时候是架滑翔机，不能指定它准确地降落到一定的飞行場．但我們可以用另一架有动力的飞机作为空火箭的"拖輪"，用牵引鋼索把空火箭捕获，拉到指定机場再降落．捕获的方法可以采用飞机空中加油的一套已經成熟的技术，从空火箭后方捉住它(图 14.5)．当然也还可以用另外一种办法，那就是在有翼的原子火箭上再装上一台航空用的渦輪噴气发动机，当空火箭滑翔到低空作低速飞行时，开动渦輪噴气发动机．有了动力就可以較长时間作机动飞行，飞向指定的飞行場着陆．

現在我們已經引入了飞机，把它作为星际航行的輔助工具．其实航空技术还可以进一步与星际航行技术相結合：例如我們可以把一架装有噴气发动机的大飞机作为第一級运載工具，它載有一个第二級的火箭，第二級火箭上載有卫星式飞船．整个系統从飞行場起飞，就象飞机一样，飞机爬到高空，开足噴气发动机作水平飞行，当速度最大的时候，第二級的火箭脫离飞机(图 14.6)，在已有的高度和速度上継續用火箭

推力升高和加速，以至进入卫星軌道．图 14.6 代表的第二級火箭可能是不回收的，或用降落伞、气球等办法回收．

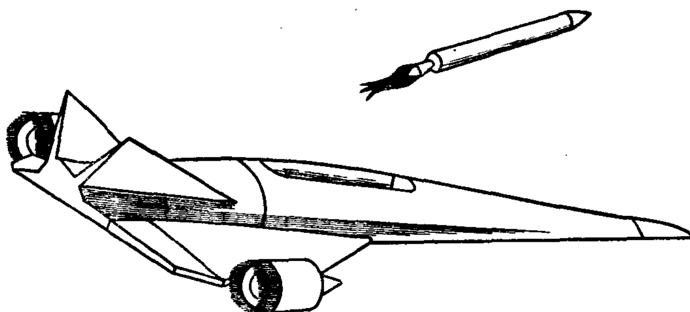


图 14.6 无翼的第二級火箭从飞机上起飞

我們当然也可以連第二級的火箭也作成为一架滑翔机（图 14.7），那么在进入卫星軌道的一段主动飞行，第二級火箭是发动机在后，翼面（这时空气稀薄还不起作用）在前，如图 14.7 所示．当卫星飞船在卫星軌道上脫离第二級火箭以后，第二級火

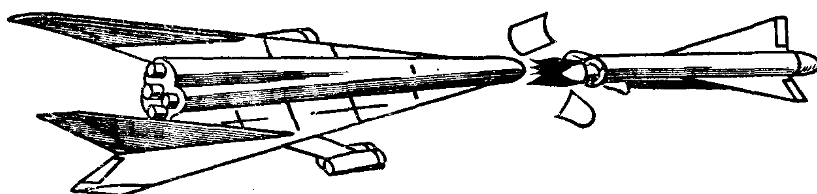


图 14.7 有翼的第二級火箭从飞机上起飞

箭准备返回地面的时候，首先要把第二級火箭調头，把火箭发动机調到飞行的前方，翼面調到飞行的后方．然后再开动火箭，仅开几秒鈡，把飞行速度略微降低，空火箭就会下降。当空的第二級火箭再入大气层时翼面就起了应有的空气动力作用，减小空气摩擦所产生的热流量；到达低空时，空火箭就是一般的滑翔机．

自然，上面所說的第二級火箭，其有效負荷也可以不是卫星式飞船，而是一支月球火箭或金星火箭．那就在第二級停火时，第三級火箭再起飞，如图 14.8．

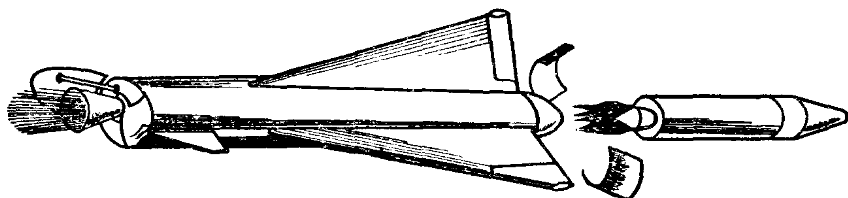


图 14.8 无翼的第三級火箭从有翼的第二級火箭上起飞

§14.5 运載飞机的动力系統

在上一节中所講的各种运載飞机是比較复杂的体系. 我們应該問:除了能够回收以外,它們的总經济价值到底如何? 这里的一个关鍵問題是运載飞机的动力系統,实际上也就是第一級运載飞机的动力系統問題; 因为第二級必需在高空稀薄的大气中产生推力,除了火箭发动机以外别无其他可用的大推力发动机. 但是第一級运載飞机我們可以用以空气作为氧化剂的各种发动机,象涡輪噴气发动机、冲压式噴气发动机等. 对这些发动机来說,作为氧化剂的空气是直接取之于飞机外的大气,并不要运載飞机从地面携带,要飞机带的只是燃料,所以每单位推力所消耗的推进剂量比較火箭发动机要小得多. 例如对涡輪噴气发动机来說,每公斤推力每小时耗油約一公斤,也就是每公斤推力每秒耗油 1/3600 公斤,也就是比冲量为 3600 秒. 冲压式发动机耗油量略大些,每公斤推力每小时耗油量为 2.5 公斤,也就是比冲量为 1440 秒. 这些数值比起一般化学火箭的比冲 300 秒、最大 400 秒、甚至原子火箭发动机的 800 秒,比冲都大得多,所以第一級运載工具如果改用了飞机,就可以大大节省推进剂,从而減輕重量. 因此运載飞机比运載火箭效率高,而且又便于設計成多次使用的体系.

自然,正象我們在以前已經說过的那样,燃料和推进剂比起結构本身来說要便

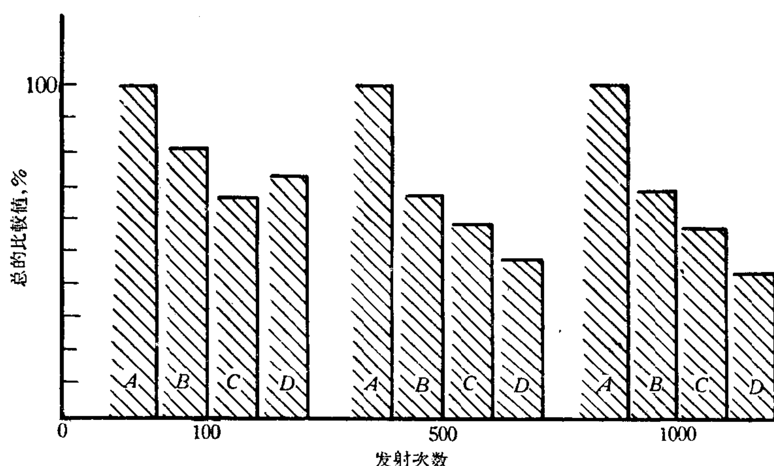


图 14.9　各种回收运載工具的比較(軌道高度为 390 公里; 有效負荷为 9.07 吨; 使用时間为二年)

A——不回收的运載火箭; *B*——用降落伞回收的运載火箭; *C*——有翼的运載火箭; *D*——运載飞机.

宜，复杂的运載飞机比运載火箭要貴得多．如果即使再次使用，而使用的次数不大，运載飞机的系統也是不上算的．有人估計过一篇总賬：对把約 9 吨卫星送入 390 公里高的軌道而言，情况就如图 14.9 所示．图中条的高度代表总費用，包括設备費和燃料推进剂費．第一組是在两年时間內发射 100 次，第二組是两年內发射 500 次，第三組是两年內发射 1,000 次．每一組的第一条代表完全不回收的运載火箭系統，这是比較的标准，条的高度作为 100；第二条代表运載火箭用降落伞回收；第三条代表运載火箭上有翼面，是火箭飞机，但动力仍然是火箭发动机；第四条代表用第一級运載飞机的系統，运載飞机用噴气发动机．从图中看得出来，如果两年內发射 500 次以上，肯定用噴气飞机作为第一級运載工具是合算的．換句話說，在将来星际航行大发展的时代，噴气飞机将代替火箭而作为第一級的运載工具．

运載飞机的动力該用渦輪噴气发动机呢？还是冲压式发动机？我們知道渦輪噴气发动机內部有燃气渦輪和空气压縮机，所以比較重．但是渦輪噴气机在二倍半到三倍声速以下，耗油量比冲压式发动机小；而且它在飞机靜止时也能起动，发出推力．相反，冲压式发动机內部沒有燃气渦輪和空气压縮机，所以比較輕，但是在二倍半到三倍声速以下它的耗油量比渦輪噴气机大；而且冲压式发动机在飞机靜止时无推力，一定要达到比較高的飞行速度后才显示出它的威力．因此我們可以說渦輪噴气发动机是低飞行速度的发动机，而冲压式发动机是高空、高飞行速度的发动机．所以在将来的运載飞机上应該两种噴气发动机同时并用，以渦輪噴气发动机起飞，当高度超过 10 公里及飞行速度达到两倍声速以上时再把冲压式发动机开动，継續爬高和加速，直到极限，然后第二級火箭脫离第一級飞机起飞．

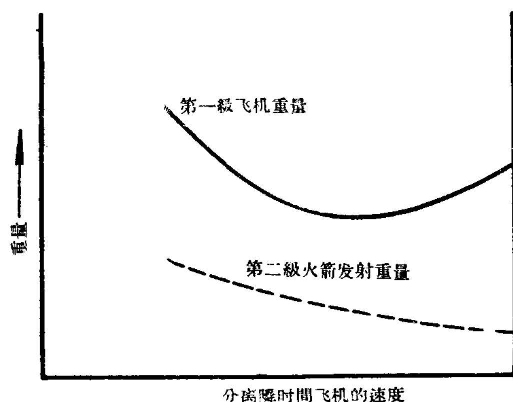


图 14.10 第一級运載飞机的速度与第一級运載飞机重量的关系(卫星重量固定不变)

自然，从第二級运載火箭来說，第一級运載飞机爬得越高、加速到越高的速度就越好．但是那样会大大增加第一級飞机的負担，从而增加飞机的重量．图 14.10 代表分析結果的趋势：固定第一級和第二級分离时的高度，象 25 公里，横坐标是分离时的速度；分离时速度大則第二級火箭重量减小．但是分离速度低时，因为第二級太大，第一級的运載飞机也得大，重量增加了．分离速度过高，第二級火箭虽然比較小，但是对运載飞机的要求过高，飞机重量也会增加．最好的分离速度是多少？这要看許多参数，而这些参数的具体数值現在还沒有足够的依据来确定它們；而且飞机設計和材料的不断改进也一定会影响到最优分离速度的数值．但从現有的資料来看，这个最优分离肯定会大于四倍声速；而大于四倍声速的飞行速度主要是靠冲压式发动机来达到的．这就給冲压式发动机的設計师和研究人員提出了新的課題：因为現在所习用的設計概念，由于結构材料的限制，不能設計出飞行速度在四倍声速以上的冲压式发动机；新課題是研究和設計超高速的冲压式发动机，飞行速度为六倍、八倍声速的冲压式发动机．这将牽涉到設計概念的改变和引用新型高能燃料．

对于如何提高运載系統的效率，除了上述的几个体系之外，也还有其他的建議．例如有人提出利用軌道：在地球上高山地区依靠自然地形修一条几十公里长的上升軌道，从山底通到山頂；在軌道上可以行車，車上放置着带翼的原子运載火箭．所以車是第一級运載工具，把火箭先用車上自己的动力加速到超声速，这时車也到达軌道的頂端；就在这时候开动原子火箭发动机，作为第二級运載工具的原子火箭就脫离軌道上的車，而継續爬高和加速．軌道和車当然是一个可以多次使用的系統，而其优点是車比飞机簡单些．近年来由于研究高速运动的需要，制成并使用了許多高速軌道車，車速可以达到几倍声速，所以在这方面已有一套比較成熟的經驗可以参考．

此外，也有人想：旣然从地球上把东西送上天去要用那么多能量，而大气层一直延續到很高的高度，那是不是可以在高空就地收入空气，而把空气液化，从中取得液氮和液氧？液氧可以用作运載火箭的氧化剂，而液氮可以用作为电火箭发动机的工作介質．一种具体設計概念是把原子能反应堆装在第一級运載飞机上，利用反应堆的热代替噴气发动机的燃料．当飞机爬到极限高度时，就在极限高度上作水平飞行，一面开始把吸入噴气发动机的一部分空气导入空气分餾装置，利用原子反应堆的一部分能量进行分餾，取得液氧、液氮；液氧装入第二級运載火箭的液氧箱，液氮装入第三級运載火箭的液氮箱．当箱体装满以后，第一級运載飞机的任务就算完成了．第二級运載火箭就用在地面起飞时已經带上的液氫和在高空装上的液氧为推进剂，連同第三級和有效負荷脫离飞机开始爬高和加速；第二級液氫液氧运載火箭的任务是

进入卫星軌道. 当第二級火箭和其負荷进入卫星軌道后，第三級运載火箭就可以脫离第二級火箭，第三級上有它自己的电源，这时启动电源，用在高空装上的液氮作工作介質，开动电弧火箭发动机，从卫星軌道上起飞. 我們不难看出，这是一个非常复杂的运載系統，其总的經济效果如何尙待进一步的研究，但这种想法是启人深思的.

从这一章所講的几个問題可以看出一个情况：即星际航行发展的現阶段虽然与航空技术有很大的区别，設計概念上不一样，用的动力也不一样，但是将来星际航行技术更进一步的发展会在运載工具方面引用許多航空技术的成果；航空技术将被吸收到星际航行技术中来. 星际航行技术将綜合近代科学技术的各个方面，形成二十世紀下半叶科学技术的一个高峯.

［Ｇｅｎｅｒａｌ　Ｉｎｆｏｒｍａｔｉｏｎ］
书名＝星际航行概论
作者＝钱学森
页数＝３０６
ＳＳ号＝１０２５３６２７
出版日期＝１９６３年０２月第１版

前言
目录